

RELAZIONE D'INCHIESTA

INCIDENTE
occorso all'aeromobile SMG-92 Turbo Finist
marche di identificazione HA-YDJ,
in località Casale Monferrato,
29 agosto 2015

INDICE

INDICE	I
OBIETTIVO DELL'INCHIESTA DI SICUREZZA	III
GLOSSARIO	IV
PREMESSA	VI
CAPITOLO I - INFORMAZIONI SUI FATTI	01
1. GENERALITÀ	01
1.1. STORIA DEL VOLO	01
1.2. LESIONI RIPORTATE DALLE PERSONE	02
1.3. DANNI RIPORTATI DALL'AEROMOBILE	03
1.4. ALTRI DANNI	03
1.5. INFORMAZIONI RELATIVE AL PERSONALE	03
1.5.1. Equipaggio di condotta	03
1.6. INFORMAZIONI SULL'AEROMOBILE	04
1.6.1. Informazioni generali	04
1.6.2. Informazioni specifiche	05
1.6.3. Informazioni supplementari	08
1.7. INFORMAZIONI METEOROLOGICHE	14
1.8. ASSISTENZA ALLA NAVIGAZIONE	15
1.9. COMUNICAZIONI	15
1.9.1. Servizio mobile	15
1.9.2. Trascrizione delle comunicazioni	15
1.10. INFORMAZIONI SULL'AEROPORTO	15
1.11. REGISTRATORI DI VOLO	16
1.12. INFORMAZIONI SUL RELITTO E SUL LUOGO DI IMPATTO	16
1.12.1. Luogo dell'incidente	16
1.12.2. Tracce al suolo e distribuzione dei rottami	17
1.12.3. Esame del relitto	17
1.12.4. Dinamica di impatto	22
1.13. INFORMAZIONI DI NATURA MEDICA E PATOLOGICA	22
1.14. INCENDIO	22
1.15. ASPETTI RELATIVI ALLA SOPRAVVIVENZA	22
1.16. PROVE E RICERCHE EFFETTUATE	24

1.16.1.	Accertamenti sul motore M601 D S/N 934001	24
1.16.2.	GEAC ASB M601D/44 e EASA AD No 2015-0014	35
1.16.3.	GEAC ASB No M601D-72-00-00-0053	37
1.17.	INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI	38
1.17.1.	Jet-Stream Kft	38
1.17.2.	Scuola di paracadutismo Area Delta 47 asd	39
1.17.3.	Contratto tra la Area Delta 47 asd e l'operatore Jet-Stream Kft	39
1.17.4	Normativa di interesse	40
1.17.5.	Certificato di aeronavigabilità dell'aeromobile	42
1.18.	INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI	43
1.18.1.	Dichiarazione del pilota	43
1.18.2.	Procedure previste dall'AFM nel caso di <i>engine failure</i>	45
1.18.3.	Verifica delle condizione di utilizzo e <i>airworthiness</i> del motore	46
CAPITOLO II - ANALISI		53
2.	GENERALITÀ	53
2.1.	FATTORE UMANO	53
2.2.	FATTORE TECNICO	54
2.2.1.	Causa dell'avaria del motore	54
2.2.2.	Vita e <i>airwothiness</i> del motore	57
2.3.	FATTORE ORGANIZZATIVO	59
2.3.1.	Operabilità in Italia del velivolo HA-YDJ	59
2.3.2.	Attività di paracadutismo	60
2.4.	SOPRAVVIVENZA	61
CAPITOLO III - CONCLUSIONI		64
3.	GENERALITÀ	64
3.1.	EVIDENZE	64
3.2.	CAUSE	67
CAPITOLO IV - RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA		68
4.	RACCOMANDAZIONI	68
4.1.	RACCOMANDAZIONE ANSV-12/2354-15/3/A/17	68
4.2.	RACCOMANDAZIONE ANSV-13/2354-15/4/A/17	68
ELENCO ALLEGATI		71

OBIETTIVO DELL'INCHIESTA DI SICUREZZA

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

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

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

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

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

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

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

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

GLOSSARIO

- (A):** Aeroplane.
- AD:** Airworthiness Directive, direttiva di aeronavigabilità.
- AFF:** Accelerated Free Fall.
- AFM:** Airplane Flight Manual.
- AGL:** Above Ground Level, al di sopra del livello del suolo.
- AIP:** Aeronautical Information Publication, Pubblicazione di informazioni aeronautiche.
- AIRMET:** informazioni relative ai fenomeni meteorologici in rotta che possono influenzare la sicurezza delle operazioni degli aeromobili a bassa quota.
- ANSV:** Agenzia nazionale per la sicurezza del volo.
- AOP:** Air Operator.
- ARO:** Air traffic services Reporting Office, Ufficio informazioni dei servizi del traffico aereo.
- ASB:** Alert Service Bulletin.
- ASD:** associazione sportiva dilettantistica.
- ASDA:** Accelerate-Stop Distance Available, distanza disponibile per accelerazione-arresto.
- ATA:** Air Transport Association.
- ATC:** Air Traffic Control, controllo del traffico aereo.
- ATL:** Aircraft Technical Logbook.
- ATO:** Approved Training Organization.
- ATPL:** Airline Transport Pilot Licence, licenza di pilota di linea.
- ATS:** Air Traffic Services, servizi del traffico aereo.
- ATZ:** Aerodrome Traffic Zone, Zona di traffico aeroportuale.
- CAMO:** Continuing Airworthiness Management Organization, organizzazione per la gestione continua della aeronavigabilità.
- CAVOK:** Ceiling and Visibility OK, visibilità, nubi e tempo presente migliori dei valori o delle condizioni prescritti.
- CG:** centro di gravità.
- COLA:** Certificato di operatore di lavoro aereo.
- CPL:** Commercial Pilot Licence, licenza di pilota commerciale.
- CS:** certificazione di specialità.
- CVR:** Cockpit Voice Recorder, registratore delle comunicazioni, delle voci e dei rumori in cabina di pilotaggio.
- EASA:** European Aviation Safety Agency, Agenzia europea per la sicurezza aerea.
- ENAC:** Ente nazionale per l'aviazione civile.
- ENAV SPA:** Società nazionale per l'assistenza al volo.
- FCL:** Flight Crew Licensing o Flight Crew Licence.
- FDR:** Flight Data Recorder, registratore analogico di dati di volo.
- FIPAS:** Federazione italiana paracadutismo sportivo.
- FIR:** Flight Information Region, Regione informazioni di volo.
- FT:** foot (piede), unità di misura, 1 ft = 0,3048 metri.
- GEAC:** General Electric Aviation Czech.
- GND:** Ground, suolo.
- GPS:** Global Positioning System, sistema di posizionamento globale.
- HDG:** Heading, prua.
- IAS:** Indicated Air Speed, velocità indicata rispetto all'aria.
- ICAO/OACI:** International Civil Aviation Organization, Organizzazione dell'aviazione civile internazionale.
- IFR:** Instrument Flight Rules, regole del volo strumentale.
- IP:** istruttore di paracadutismo.
- IPS:** istruttore di paracadutismo senior.

IR: Instrument Rating, abilitazione al volo strumentale.
ITT: Interstage Turbine Temperature.
KT: knot (nodo), unità di misura, miglio nautico (1852 metri) per ora.
LDA: Landing Distance Available, distanza disponibile per l'atterraggio.
LH: Left Hand, lato sinistro.
MAC: Mean Aerodynamic Chord.
ME: Multi Engine, plurimotore.
MEP: Multi Engine Piston, abilitazione per pilotare plurimotori con motore alternativo.
METAR: Aviation routine weather report, messaggio di osservazione meteorologica di routine.
MHZ: megahertz.
MOE: Maintenance Organization Exposition.
MSL: Mean Sea Level, livello medio di mare.
MTOM: Maximum Take Off Mass, massa massima al decollo.
NG: numero di giri.
NGVR: Nozzle Guide Vane Ring.
NM: nautical miles, miglia nautiche (1 nm = 1852 metri).
NOSIG: No Significant Change, senza variazioni significative.
NOTAM: Notice To Air Men, avvisi per il personale interessato alle operazioni di volo.
OAT: Operational Air Traffic, traffico non operante secondo la regolamentazione ICAO.
P/N: Part Number.
PT: Power Turbine.
QNH: regolaggio altimetrico per leggere al suolo l'altitudine dell'aeroporto.
RGB: Reduction Gearbox.
RH: Right Hand, lato destro.
RMK: Remark.
RPM: giri al minuto.
RWY: Runway, pista.
SB: Service Bulletin.
SE: Single Engine, monomotore.
SEP: Single Engine Piston, abilitazione per pilotare aeromobili monomotore a pistoni.
SET: Single Engine Turbine, abilitazione per pilotare aeromobili monomotore a turbina.
SIGMET: termine aeronautico per definire informazioni relative a fenomeni meteorologici in rotta che possono influenzare la sicurezza delle operazioni di volo.
SKC: Sky Clear, cielo sereno.
S/N: Serial Number.
TAF: Aerodrome Forecast, previsione di aeroporto.
TBO: Time Between Overhaul, intervallo di tempo fra due successive revisioni: in genere è espresso in termini calendariali, di ore/cicli di volo o di funzionamento dello specifico particolare.
THR: Threshold, vedi "soglia" della pista.
TMA: Terminal Control Area, Regione terminale di controllo.
TMG: abilitazione al pilotaggio di motoalianti.
T/O: Take Off, decollo.
TODA: Take-Off Distance Available, distanza disponibile per il decollo.
TORA: Take-Off Run Available, corsa disponibile per il decollo.
UMA: Ufficio meteo aeroportuale.
UTC: Universal Time Coordinated, orario universale coordinato.
VFR: Visual Flight Rules, regole del volo a vista.
VIS: visibilità.
VRB: variabile.

PREMESSA

L'incidente è occorso il 29 agosto 2015, alle ore 12.15' UTC circa (14.15' locali), in località Casale Monferrato, ed ha interessato l'aeromobile tipo SMG-92 Turbo Finist marche di identificazione HA-YDJ.

L'aeromobile, in decollo da Casale Monferrato, con 11 persone a bordo (pilota e 10 paracadutisti), nella fase di salita iniziale, mentre era ancora all'interno del perimetro dell'aeroporto e su prua pista, perdeva quota e precipitava in un fossato appena fuori della recinzione aeroportuale.

L'ANSV è stata informata dell'incidente il 29 agosto 2015 ed il giorno stesso ha effettuato il sopralluogo operativo, che si è protratto fino al giorno successivo.

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), alle competenti autorità dei seguenti Stati: Ungheria, Slovacchia, Repubblica Ceca e Svizzera.

Le autorità investigative della Repubblica Ceca e dell'Ungheria hanno provveduto ad accreditare un proprio rappresentante nell'inchiesta condotta dall'ANSV. L'autorità investigativa della Repubblica Ceca si è avvalsa della collaborazione, come consulente tecnico, del costruttore del motore del velivolo, così come previsto dalla sopra menzionata normativa.

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

Alle ore 12.15' circa il velivolo Turbo Finist SMG-92 marche di identificazione HA-YDJ, con pilota e 10 paracadutisti a bordo, in fase di decollo dall'aeroporto di Casale Monferrato per RWY 18, nella fase immediatamente successiva all'involo ed ancora all'interno del perimetro aeroportuale perdeva totalmente potenza ed iniziava a perdere quota. Il velivolo abbatteva la recinzione aeroportuale, impattava contro gli alberi posti oltre la recinzione e si arrestava contro il bordo di un canale in prossimità del perimetro aeroportuale (foto 1). Gli occupanti riportavano lesioni, alcuni anche gravi. Il decollo era il 13° della giornata.



Foto 1: SMG-92 Turbo Finist HA-YDJ nel punto di impatto.

1.2. LESIONI RIPORTATE DALLE PERSONE

A bordo del velivolo si trovavano 11 persone, il pilota e dieci paracadutisti. Dei dieci paracadutisti, tre erano passeggeri tandem con relativo pilota. Gli occupanti (rispettive posizioni con riferimento alla figura 1) hanno riportato lesioni, alcuni anche gravi, che vengono di seguito sintetizzate con riferimento ai referti rilasciati dai vari nosocomi.

Occupante	Diagnosi	Posizione a bordo
Pilota	Frattura piede sinistro, ferite lacerocontuse multiple, frattura vertebrale L1, politrauma.	Pilota
Istruttore tandem	Trauma toracico con fratture costali scomposte multiple bilaterali e focolai lacero contusivi polmonari. Ferite lacero contuse facciali e a gamba destra.	1
Passeggero tandem	Politrauma, rianimazione.	2
Istruttore tandem	Scorrimento pleurico bilaterale, ferite lacero contuse avambraccio e spalla destra.	3
Passeggero tandem	Contusioni regione scapolare sinistra e rachide lombo sacrale.	4
Paracadutista	Frattura scapolo omerale destra, fratture dei processi trasversi vertebrali in particolare in sede lombare destra, trauma cranico con ferita lacero contusa frontale.	5
Paracadutista	Politrauma, rianimazione.	6
Paracadutista	Fratture costali, fratture processi trasversi lombari, frattura malleolo e perone sinistro, lesione legamento deltoideo, frattura acetabolo sinistro ed ematoma pre sacrale.	7
Paracadutista	Frattura di due coste emitorace sinistro, frattura vertebra L5, trauma cranico e ferite lacero contuse al volto.	8
Passeggero tandem	Lieve trauma toracico.	9
Istruttore tandem	Frattura polso sinistro, frattura costa emitorace sinistro.	10

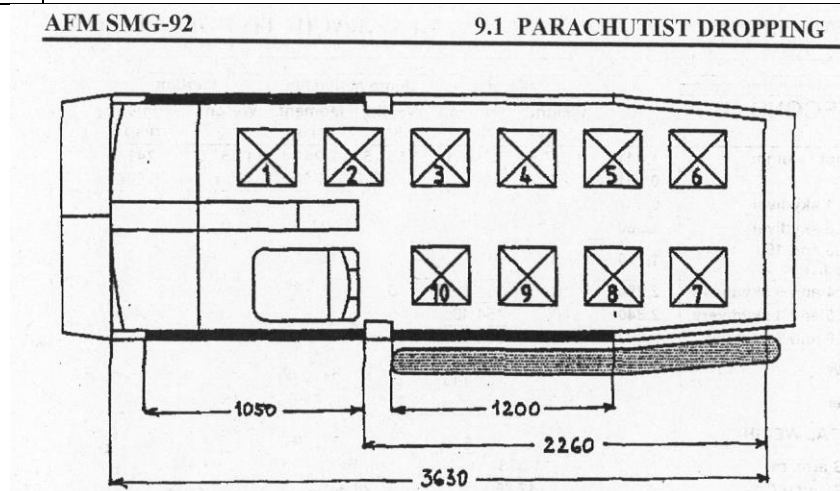


Figura 1: posizioni in configurazione lancio paracadutisti (estratto da AFM).

1.3. DANNI RIPORTATI DALL'AEROMOBILE

Aeromobile distrutto.

1.4. ALTRI DANNI

Non risultano danni a terzi in superficie, fatta eccezione per la recinzione aeroportuale, divelta in corrispondenza del punto di uscita dell'aeromobile.

1.5. INFORMAZIONI RELATIVE AL PERSONALE

1.5.1. Equipaggio di condotta

Pilota

Generalità: maschio, età 34 anni, nazionalità italiana.

Licenza: CPL (A) in corso di validità.

Abilitazioni in esercizio: SEP, MEP, SET (land) SMG-92, TMG, lancio paracadutisti, traino alianti.

Abilitazioni non in esercizio: IR ME SP (A).

English proficiency level: livello 5 valido fino al 16 aprile 2017.

Controlli periodici: *skill test* SMG-92 effettuato in data 21 maggio 2015.

Controllo medico: certificato medico di classe prima in corso di validità.

Esperienza di volo del pilota: oltre 600h di volo totali, di cui:

- circa 500h di volo effettuate su monomotori a pistoni;
- circa 50h di volo effettuate su velivoli bimotori a pistoni;
- circa 35h di volo effettuate su velivolo monomotore turboelica SMG-92;
- circa 30h effettuate su aliante.

Il pilota ha conseguito l'abilitazione sul SMG-92 Turbo Finist il 21 maggio 2015. L'addestramento è stato effettuato sull'aeromobile con marche HA-YDJ dall'1 al 21 maggio 2015, a Casale Monferrato. In tale fase, in base a quanto riportato sul modello ENAC "Application and Report Form" siglato dall'istruttore e dall'esaminatore, sono state totalizzate 6h 58' di volo e sono stati eseguiti 20 decolli e 20 atterraggi. La prova teorica (orale) è stata superata con una valutazione finale pari al 100%. L'addestramento è stato effettuato con pilota istruttore italiano, mentre l'esame ha avuto luogo con pilota esaminatore britannico.

Dagli stralci dell'attività di volo del velivolo incidentato presso l'aeroporto di Casale Monferrato forniti dall'ENAC risultano tre voli addestrativi effettuati dal pilota nei giorni: 1 maggio, 129 minuti; 6 maggio, 140 minuti; 7 maggio, 149 minuti.

L'esame in volo è stato effettuato in data 21 maggio 2015 (1h 04') con conseguimento dell'abilitazione.

Da quanto risulta dagli stralci dell'attività di volo, il pilota ha poi iniziato a svolgere attività avio-lancistica in data 11 luglio 2015. In tale giorno ha effettuato l'attività insieme ad altro pilota della Area Delta 47 asd.

Nel mese di luglio 2015 ha quindi effettuato 20h di volo nei giorni 11, 12, 18, 19, 25 e 26, per un totale di 80 voli di lancio paracadutisti. Nel successivo mese di agosto ha effettuato 8h 15' di volo nei giorni 1, 2, 8 e 29, per un totale di 33 voli di lancio paracadutisti. Alla data dell'incidente il pilota aveva quindi totalizzato 113 voli di lancio paracadutisti con velivolo SMG-92.

1.6. INFORMAZIONI SULL'AEROMOBILE

1.6.1. Informazioni generali

Velivolo di costruzione interamente metallica, ad ala alta, equipaggiato con un singolo motore turboelica. Le superfici di comando sono convenzionali ed ha un carrello del tipo non retrattile, composto dalle due ruote del carrello principale e da un ruotino posteriore direzionale. Il velivolo SMG-92 è stato modificato dalla Aerotech Slovakia di Bratislava sul disegno originario del G-92, con l'installazione di un motore Walter M601 D, di un'elica V508D-2/99B/A e i necessari adattamenti degli impianti carburante, elettrico e della strumentazione.

Il velivolo ha un'apertura alare di 14,856 m (con *wing tip* installate) ed una lunghezza di 9,93 m. È certificato per un peso massimo al decollo di 2.700 kg.

Limitazioni addizionali sono previste per le operazioni speciali (lancio paracadutisti), che vengono definite al capitolo 9.1 dell'AFM. A tal proposito viene specificato che il velivolo può trasportare fino a 10 paracadutisti, con il posto di pilotaggio di destra e relativi comandi di volo rimossi.

Il velivolo incidentato (foto 2), con marche di identificazione ungheresi e di proprietà di una persona fisica, era operato e mantenuto da un operatore ungherese con base nelle vicinanze di Budapest e noleggiato ad una associazione di paracadutismo italiana con base sull'aeroporto di Casale Monferrato.



Foto 2: SMG-92 Turbo Finist marche HA-YDJ.

1.6.2. Informazioni specifiche

Aeromobile

Costruttore:	Aerotech Slovakia.
Modello:	SMG-92 Turbo Finist.
Numero di costruzione:	02-001.
Anno di costruzione:	2004 (conversione).
Marche di naz. e immatricolazione:	HA-YDJ.
Certificato di immatricolazione:	rilasciato il 16 giugno 2013.
Esercente:	Jet-Stream Kft (Ungheria).
Proprietario:	persona fisica di nazionalità svizzera.
Certificato di navigabilità:	rilasciato il 29 maggio 2015 dall'autorità aeronautica ungherese in virtù del regolamento CE n. 216/2008 articolo 4(4), aeromobili Allegato II.
Ore totali:	800h 02'.
Ore da ultima revisione:	prevista revisione a 1500h.
Ore da ultima ispezione:	7h 20' effettuate dalla ispezione delle 800h del 27 agosto 2015.
Ore da ultima manutenzione:	7h 20' dalla riparazione, in occasione della ispezione 800h, di una perdita di carburante segnalata dall'utilizzatore.
Programma di manutenzione:	programma del costruttore (Aerotech Slovakia).

Conformità documentazione tecnica a normativa/direttive vigenti: ai sensi del regolamento CE n. 216/2008, articolo 4 (4), aeromobili Allegato II.

Il velivolo HA-YDJ ha effettuato 589h 24' nel periodo compreso tra ottobre 2004 (anno di costruzione/conversione) ed ottobre 2009.

È rimasto fermo dall'ottobre 2009 a maggio 2013.

Il velivolo ha quindi operato per un totale di 18h 43' nel periodo compreso tra il maggio e il settembre 2013 in località non specificata sulla documentazione disponibile (da 589h 24' a 608h 07').

Il velivolo HA-YDJ è stato utilizzato dalla Area Delta 47 asd dall'agosto 2014 alla data dell'incidente (da 608h 07' a 800h 02'), in sostituzione del velivolo SMG-92 marche HA-YDI precedentemente utilizzato e noleggiato dal medesimo operatore, che aveva terminato le ore disponibili ed era in attesa di ispezione.

Motore



Foto 3: placca identificativa motore S/N 934001.

Costruttore:	Walter (ora General Electric Aviation Czech - GEAC).
Modello:	M601 D.
Numero di serie:	934001 (foto 3).
Anno di costruzione:	1993.
Ore totali:	800h 02'.
Ore da ultima revisione:	211h 02' dalla 2 ^a shop revision del 18 marzo 2013.
Ore da ultima ispezione:	7h 20' dalla ispezione 800h velivolo effettuata il 27 agosto 2015. La precedente ispezione (700h

F1/Annual inspection) risulta effettuata in data 26 marzo 2015.

Il motore è stato costruito il 17 dicembre 1993 con S/N 934001Z.

Dopo 35h di volo e 140 cicli il motore è stato sottoposto alla prima *shop revision* ed è stato ricostruito con S/N 934001D-2.

Dopo la predetta *shop revision*, il motore è stato rilasciato per le operazioni in data 27 maggio 2003, con 1465h di volo, 4360 cicli e 5 anni di funzionamento disponibili prima della successiva *shop revision*. In tale configurazione D-2 il motore non è stato però mai utilizzato.

È stato ricostruito con il S/N 934001D e rilasciato per le operazioni il 12 maggio 2004, con 1800h di volo, 2250 cicli equivalenti e 5 anni disponibili prima della successiva *shop revision*.

Inviato il 21 gennaio 2013 presso il costruttore per la seconda *shop revision*, con 589h di volo e 1578 cicli equivalenti effettuati, il motore veniva rilasciato per le operazioni il 18 marzo 2013, con 1211h, 672 cicli equivalenti e 5 anni disponibili prima della successiva *shop revision* (foto 4).

Il motore ha quindi operato sul velivolo marche HA-YDJ dal maggio 2013 al settembre 2013 e dall'agosto 2014 fino alla data dell'incidente (in particolare, come già detto, quando il velivolo HA-YDJ è stato utilizzato dalla Area Delta 47 asd, ovvero dall'agosto 2014 alla data dell'incidente). Precedentemente aveva operato per un totale di 18h 43' nel periodo compreso tra il maggio ed il settembre 2013, in località non specificata sulla documentazione disponibile.

I. CERTIFICATE OF THE QUALITY AND COMPLETENESS

Designation and model of the product: Motor WALTER M601 D S/N: 934001

Symbol of the weather-proof class: WW27

The engine was repaired per valid production documentation of the approved model, tested and accepted per obligatory technical documentation. The engine complies with the documentation and is airworthy if stored, maintained and operated per appropriate documentation with the following operation limits:

No. of hrs within TBO 1211 No. of equivalent cycles within TBO (No): 672 Calendar TBO 5 years¹⁾

¹⁾ On the basis of the inspection after 5 and 7 years per bulletin No. M601B/15b, M601D/17b, M601D-1/5b, M601E/17b, M601E-11/4b, M601E-21/5b, M601F/4b, M601F-22/5b, M601F-32/3b, M601T/5b, M601Z/10b the calendar TBO can be extended up to max. 8 years.

The engine is fitted with (delete which is not applicable):

all appliances	Maintenance Manual per GOST	Operation Manual
set of spare parts	Maintenance Manual	
set of tools	Installation Manual	

The engine was preserved for 3 months i.e. till 18.6.2013

Commercial warranty is specified by the Contract No. 0934001D-01

GE AVIATION CZECH s.r.o.

Foto 4: pag. 20 Engine Log Book, con i limiti TBO.

Elica

Costruttore:	AVIA Propeller s.r.o. (Repubblica Ceca).	
Modello/tipo:	508D.	
Numero di pale:	3.	
Diametro:	2500 mm.	
Giri massimi:	2080 RPM.	
Angoli delle pale:	<i>feathered</i>	82°;
	in volo	15° – 82°;
	<i>beta range:</i>	4° – 15°;
	<i>reverse thrust</i>	4° – 8°.

Combustibile

Tipi di combustibile autorizzati: JET A o JET A1.

Tipo di combustibile utilizzato: JET A1.

Il volo conclusosi con l'incidente era il quarto consecutivo dopo la sosta per il rifornimento di carburante. La quantità indicativa di carburante era di circa 140 litri complessivi.

1.6.3. Informazioni supplementari

Descrizione del motore

Il Walter della serie M601 (figura 2) è un motore turboelica, a turbina libera, con uno schema a flusso inverso (*reverse flow layout*), caratterizzato dalla presenza di due moduli indipendenti: il generatore di gas ed il modulo (o turbina) di potenza (figura 3).

Il generatore di gas e la turbina di potenza sono disposti in una configurazione in tandem, semplificando così la progettazione, l'installazione e la manutenzione.

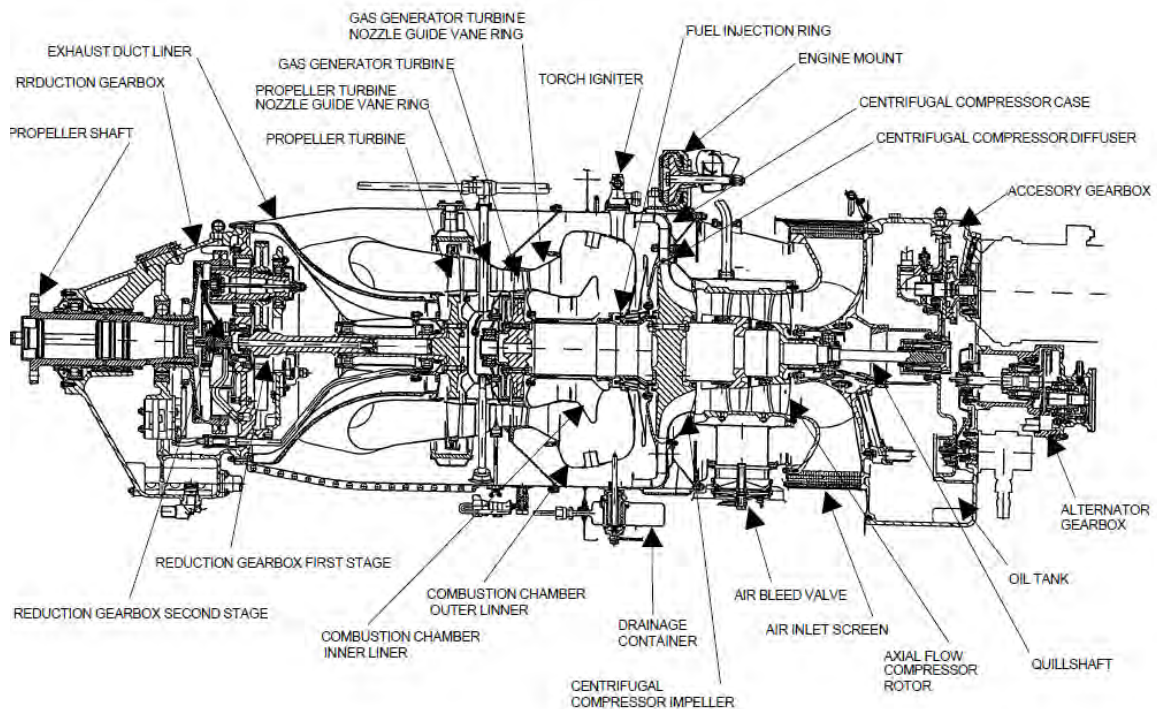


Figura 2: motore Walter M601 D.

Le parti principali del generatore di gas sono:

- presa d'aria;
- compressore combinato (assiale doppio stadio e centrifugo mono stadio);
- camera di combustione anulare;
- turbina ad alta pressione a stadio singolo;
- scatola accessori.

Le parti principali del modulo di potenza sono:

- turbina di potenza, libera rispetto al generatore di gas, a bassa pressione e a stadio singolo;
- scatola ingranaggi riduttrice di giri (*reduction gear box*);
- scarico.

La turbina di potenza (PT) trasmette il moto alla *reduction gear box* per il tramite dei due alberi: il *PT shaft*, che è imbullonato sul disco della turbina di potenza (*PT disk*), ed il *quill shaft*, che si innesta per il tramite di una scanalatura (millerighe o *spline*) all'interno del *PT shaft* da un lato e nella *reduction gear box* dall'altro lato.

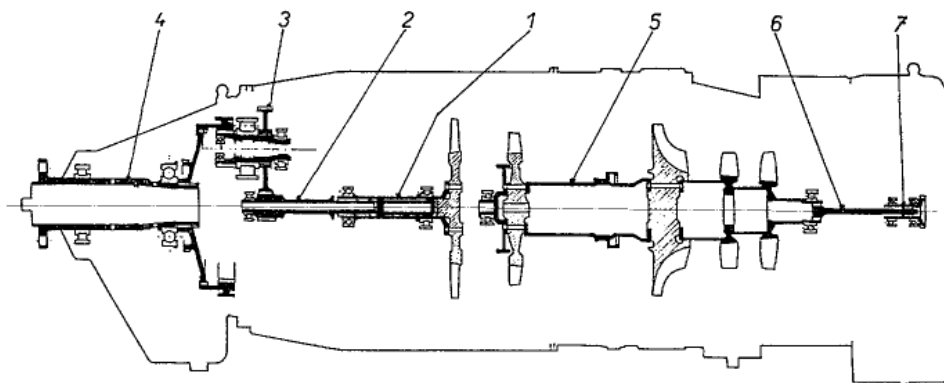


Figura 3: generatore di gas (5) e modulo di potenza (1-3): in evidenza il *PT shaft* (1) e il *quill shaft* (2), che trasmettono il moto dalla turbina di potenza alla RGB.

L'aria entra dalla parte posteriore e viene condotta in avanti lungo la direttrice del moto del velivolo. I gas di scarico vengono espulsi dal motore nella parte anteriore del motore attraverso i tubi di scarico.

Carico e centraggio

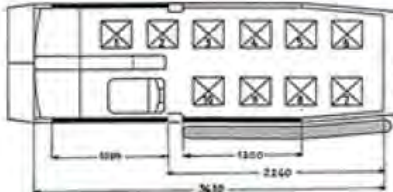
Il velivolo, al momento dell'incidente, trasportava 10 paracadutisti ed imbarcava, secondo quanto dichiarato dal pilota, 140 litri di carburante (pari a 110 kg circa).

In base alla documentazione disponibile¹, il velivolo, al decollo, superava il limite posteriore del MAC (49%), risultando essere di 1,689 m, pari a 49,64% MAC.

Il pilota ha effettuato il computo del centraggio in base ad una tabella precompilata utilizzata presso la citata associazione di paracadutismo (figura 4), che considera pesi variabili dei paracadutisti e attrezzatura da lancio (90 kg per il paracadutista seduto al posto 1; 80 kg per i paracadutisti seduti, rispettivamente, ai posti 2, 3, 5, 8 e 10; 85 kg per i paracadutisti seduti, rispettivamente, ai posti 4 e 9; 75 kg per i paracadutisti seduti, rispettivamente, ai posti 6 e 7; 75 kg per il pilota); la tabella fornisce un valore di C.G. di 1,677 m, pari a MAC% di 48,83, quindi entro il limite previsto dall'AFM.

¹ Il computo della corda è stato effettuato secondo quanto riportato dall'AFM SMG-92, capitolo 9 "*Special Operation: Parachutist Dropping*" (che considera un peso medio di 90 kg per paracadutista con attrezzatura) e dal documento *Weighing Data* datato 07-06-2013.

SMG-92 HA-YDJ		Weight and balance	
		Data:	
Item	Wheight, Kg	C.G. arm, m	Mom., m x Kg
Basic Empty Weight	1591	1,453	2311,723
Pilot	75	0,951	71,325
N° 1 Parachutist	90	0,837	75,33
N° 2 Parachutist	80	1,36	108,8
N° 3-10 Parachutist	160	1,77	283,2
N° 4-9 Parachutist	170	2,28	387,6
N° 5-8 Parachutist	160	2,84	454,4
N° 6-7 Parachutist	150	3,33	499,5
Z.F.W.	2476	1,708	4191,878
Fuel	90	1,250	112,500
M.T.O.W	2566	1,677	4304,378
Max T.O. weight: 2700Kg		Aft/Forward limit: 1,680 / 1,330 arm,m	

	Pilot	0
	N° 1 Para	0
	N° 2 Para	0
	N° 3-10 Para	0
	N° 4-9 Para	0
	N° 5-8 Para	0
	N° 6-7 Para	0
	Fuel	0

Inserire i valori di peso in Kg: >>>>>

Figura 4: la tabella utilizzata dai piloti per il computo della corda.

Con riferimento ai dati di massa al decollo (paracadutisti a bordo), configurazione e condizioni pista e temperatura sotto elencati, sono stati ricavati i seguenti valori mediante le tabelle di prestazione del *Manuale di volo*:

T/O (and landing) MASS: 2500 kg.

OAT: 30°.

Pista: terra battuta, pendenza nulla.

Vento: nullo.

Configurazione T/O: flap 20°.

Configurazione atterraggio: flap 40°.

Take off run: 450 m.

Take off distance (50 piedi): 650 m.

Landing distance (da 50 piedi alla velocità di rullaggio): 700 m.

Landing roll out distance (dal punto di contatto alla velocità di rullaggio): 400 m.

Registrazione inefficienze o malfunzionamenti

L'utilizzatore (Area Delta 47 asd) non disponeva di un ATL o di un documento equivalente presso l'aeroporto di Casale Monferrato; l'ATL era infatti custodito presso l'*aircraft operator*/CAMO (Jet-Stream Kft) in Ungheria e non risultava compilato con i dati dell'attività svolta negli anni di utilizzo dell'aeromobile fino al momento dell'incidente. L'attività svolta dal velivolo (ore di volo effettuate, numero di atterraggi e avviamenti) veniva comunicata all'*aircraft operator*/CAMO ungherese mensilmente, tramite un apposito modulo, che consisteva, in realtà, in un *file* Excel denominato *Compliance Report*, coordinato tra operatore ed utilizzatore (figura 5); tale *file* veniva inviato, per posta elettronica, una volta al mese, dall'utilizzatore (Area Delta 47 asd) all'*aircraft operator*/CAMO (Jet-Stream Kft). Su tale modulo venivano riportate anche le eventuali inefficienze riscontrate nell'utilizzo dell'aeromobile.

COMPLIANCE REPORT for SMG-92 TURBINE FINIST									
Period: from		01.08.2014		to		31.08.2014		Report sent by:	
Registration:		HA-YDJ		S/N 01-009		AREA DELTA 47 - LILM			
G92 Kereskedelmi Kft		Technical department:							
Flight hours performed:		12h 15'		Landings performed:		33			
Actual a/c status:									
Airframe 01-007		TTSN		hours/minutes		Total landings			
		12h 15'				33			
		TSMOH		hours/minutes		Landings SMOH			
Engine 914001-Z		TTSN		hours/minutes		TSMOH		h/m	
						/ /		Total Cycles Cycles SMOH	
								4 /	
Propeller 13 066 3307		TTSN		hours/minutes		TSMOH		hours/min	

Figura 5: *Compliance Report* riferito al mese di agosto 2014.

Nei giorni precedenti l'evento il velivolo era stato sottoposto ad ispezione programmata 800h. In tale circostanza erano stati sostituiti: l'olio e il filtro motore, un particolare del sistema di regolazione del *beta range* (*beta block*), alcune lampadine (*beacon* e del pannello strumenti); inoltre, erano stati regolati i freni ed aggiustata una perdita di carburante. L'attività era terminata il 27 agosto ed era stata effettuata presso Casale Monferrato da personale tecnico proprio della Jet-Stream Kft, ditta di manutenzione PART 145 certificata dalla autorità aeronautica ungherese.

Da notare che, a seguito della sostituzione dell'olio e del filtro motore (circa sette ore di volo prima dell'incidente), non erano emerse evidenze relative alla eventuale presenza nell'olio di particolato metallico o alla contaminazione dello stesso.

Ispezioni motore

Come previsto dal costruttore General Electric Aviation Czech, le operazioni di manutenzione e relative scadenze richieste per questo tipo di motore sono riportate nel *Manuale di manutenzione (GE Aviation Czech Maintenance Manual part no. 0982051)*, alla sezione 5, ovvero:

- Tipo 1: da effettuare a cura del pilota ogni inizio attività di volo;
- Tipo 2: ogni 100+/- 10 ore o 90 giorni, quale scada prima;
- Tipo 3: ogni 300+/- 30 ore oppure alla scadenza di un periodo specificato dal costruttore di singoli accessori, quale intervenga prima;
- Tipo 4: ogni 900+/- 30 ore oppure alla scadenza di un periodo specificato dal costruttore di singoli accessori, quale intervenga prima.

Nota: ogni ispezione di tipo superiore include automaticamente tutti i tipi di ispezione inferiori.

La manutenzione veniva effettuata sul luogo di operazioni (Casale Monferrato) e veniva registrata presso la base della CAMO (Ungheria).

I cambi di olio e filtro sono stati effettuati in occasione di ogni ispezione velivolo, sebbene tale operazione fosse prevista dal *Manuale di manutenzione* del costruttore ogni due ispezioni Tipo 3.

Nell'ultimo periodo sono registrate le seguenti manutenzioni:

- 26 marzo 2015: ispezione motore Tipo 1+2 con sostituzione olio e relativo filtro in occasione della ispezione annuale velivolo e 700h velivolo;
- 27 agosto 2015: ispezione motore Tipo 1+2 con sostituzione olio e relativo filtro in occasione della 800h velivolo.

I limiti per la scadenza dell'ispezione Tipo 3 e Tipo 4 non erano stati ancora raggiunti alla data dell'incidente.

Preservazione del motore

Secondo quanto previsto dall'*Engine Maintenance Manual*, il motore, nei periodi in cui non sia utilizzato, deve essere sottoposto a procedure di preservazione.

I criteri e le azioni per la preservazione del motore sono descritti nel predetto *Manuale*, al capitolo 72.03.00 e distinguono tra:

- *Engine preservation for a period up to 30 days;*
- *Engine preservation for a period of 30 days to 3 months.*

Il motore in esame non è stato impiegato nei periodi compresi tra: settembre 2013 e maggio 2014; maggio e agosto 2014.

L'effettuazione delle procedure di preservazione del motore sono state annotate in un registro elettronico esistente presso la Jet-Stream Kft, ma non sono state tuttavia riportate nell'*Engine Log Book*.

Sistemi di allertamento

Il velivolo incidentato era dotato di un *annunciator panel* composto da 16 spie. La spia gialla denominata "CHIPS" si illumina quando venga rilevata la presenza di particelle metalliche nell'olio motore e nel sistema di lubrificazione della *reduction gearbox*. La rilevazione delle particelle metalliche avviene per il tramite di due tappi magnetici, uno nel serbatoio dell'olio ed uno nella *reduction gearbox*. La formazione di un ponte di continuità che si crea sul tappo magnetico in presenza di una particella metallica causa l'accensione della spia. L'aeromobile in esame non era dotato di un sistema di allertamento in caso di presenza di un livello anomalo di vibrazioni motore.

1.7. INFORMAZIONI METEOROLOGICHE

Come riportato in AIP Italia, l'aeroporto di Casale Monferrato non ha un ufficio meteorologico in loco.

Il giorno dell'incidente le condizioni meteorologiche erano caratterizzate da cielo sereno, visibilità superiore ai dieci chilometri ed assenza di vento.

Per la FIR di Milano (LIMM) non vi erano avvisi meteorologici di sicurezza attivi nella fascia oraria di interesse per l'evento analizzato.

Linate (LIML)

291120Z VRB03KT CAVOK 30/18 Q1022 NOSIG=

291150Z 17003KT 100V230 CAVOK 31/18 Q1022 NOSIG=

291220Z VRB03KT 9999 FEW030 32/17 Q1022 NOSIG=

Piacenza (LIMS)

291055Z 04006KT CAVOK 29/21 Q1021 RMK SKC VIS MIN 9999 WIND THR30
05004KT BLU=

291155Z 04005KT CAVOK 30/20 Q1021 RMK SKC VIS MIN 9999 WIND THR30
36005KT BLU=

291255Z 02005KT CAVOK 31/21 Q1021 RMK SKC VIS MIN 9999 WIND THR30
04005KT BLU=

Cuneo Levaldigi (LIMZ)

291050Z VRB03KT CAVOK 28/19 Q1024=

291150Z VRB04KT CAVOK 29/18 Q1024=

291250Z VRB03KT CAVOK 29/17 Q1023=

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

La frequenza 118.350 MHz è assegnata per esigenze dell'aviazione generale e per l'Aero Club locale. Tale frequenza non viene utilizzata per scopi ATS.

1.9.2. Trascrizione delle comunicazioni

L'aeromobile, al momento dell'incidente, non era in contatto con enti del controllo del traffico aereo.

1.10. INFORMAZIONI SULL'AEROPORTO

L'aeroporto di Casale Monferrato (LIML) è situato in coordinate 45°06'40" N 008°27'22" E, ha una elevazione di 377 piedi e si trova a 1,35 NM a Sud della omonima città.

L'autorità amministrativa aeroportuale è ENAC D.A. Nord Ovest (Aeroporto "Cristoforo Colombo", Genova Sestri). L'esercente è l'Aero Club di Casale Monferrato; non è presente un'autorità ATS.

La RWY (foto 5), denominata 18/36, è in terra battuta, senza pendenza significativa ed ha le seguenti dimensioni: lunghezza 880 m, larghezza 23 m.

Le distanze dichiarate sono le seguenti: TORA 880 m; TODA 910 m; ASDA 880 m; LDA 880 m.



Foto 5: vista dell'aeroporto di Casale Monferrato, con la direzione di decollo e il punto di impatto del velivolo (evidenziati in rosso).

1.11. REGISTRATORI DI VOLO

La normativa vigente in materia non prevede l'installazione a bordo dell'aeromobile in questione di apparati di registrazione dei parametri di volo (FDR) e delle voci/suoni in cabina di pilotaggio (CVR). Il GARMIN modello GNS 530 W installato a bordo non era impostato per registrare dati di volo nelle schede rimovibili di memoria; la relativa memoria interna non registra dati di volo.

1.12. INFORMAZIONI SUL RELITTO E SUL LUOGO DI IMPATTO

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

1.12.1. Luogo dell'incidente

L'incidente è occorso immediatamente all'esterno dell'aeroporto, sul prolungamento della RWY 18, in corrispondenza di un canale di circa 2 m di profondità e di 4 m di larghezza, che costeggia il perimetro dell'aeroporto. Il luogo è caratterizzato dalla presenza di

vegetazione a medio fusto e risulta accessibile da una strada asfaltata esterna all'aeroporto (foto 6).



Foto 6: vista del punto di impatto dall'esterno aeroporto.

1.12.2. Tracce al suolo e distribuzione dei rottami

Prima del punto di arresto, ovvero in prossimità del canale all'esterno della recinzione aeroportuale, pochi metri prima della stessa, è presente l'impronta del contatto di una ruota del carrello principale. Dopo tale contatto è seguito un rimbalzo del velivolo, che ha, quindi, abbattuto la rete di recinzione (foto 7).



Foto 7: vista del punto di arresto con recinzione abbattuta.

1.12.3. Esame del relitto

Sull'aeromobile sono stati riscontrati i seguenti danneggiamenti.

Fusoliera

La fusoliera (foto 8) appariva danneggiata nella parte anteriore; la parte posteriore non presentava evidenze di deformazioni.



Foto 8: vista frontale del relitto sul punto di arresto.

Semiali e relative superfici mobili

Le semiali (foto 9 e 10) presentavano i segni dell'impatto con gli alberi nonché deformazioni dovute alla violenta decelerazione. Queste si sono spostate in avanti di alcuni gradi in seguito al parziale distacco dalla radice. Tutte le superfici mobili erano presenti nelle rispettive sedi. I flap erano in posizione *down*, coerentemente con la selezione effettuata dal pilota in preparazione all'atterraggio forzato.



Foto 9: vista delle semiali.



Foto 10: particolare del bordo d'attacco della semiala sinistra.

Cabina di pilotaggio e strumentazione di bordo

La cabina di pilotaggio (foto 11) presentava danni estesi al pannello strumenti e agli interruttori e leveraggi di controllo. Le *power*, *condition* e *propeller lever* erano in posizione avanzata, sebbene, prima dell'atterraggio forzato, queste fossero state completamente arretrate secondo quanto riportato dal pilota. Il selettore dei flap era in posizione UP, sebbene il pilota avesse selezionato la posizione DOWN e i flap si trovassero effettivamente in tale posizione. Tali incongruenze sono verosimilmente riconducibili all'interferenza causata dalla proiezione in avanti degli occupanti a seguito dell'impatto. Il selettore del carburante era ruotato a destra verso la posizione RH TANK, posizione raggiunta dal pilota, secondo quanto riportato nella sua testimonianza, al momento dell'impatto nel tentativo di portare il selettore su BOTH OFF, come previsto da procedura di emergenza. La seduta del pilota è risultata divelta.



Foto 11: vista della cabina di pilotaggio.

Impennaggi e relative superfici mobili

Le superfici aerodinamiche e di governo (foto 12) erano presenti sugli impennaggi e risultavano integre, non avendo la parte posteriore del velivolo subito danni evidenti in seguito all'impatto.



Foto 12: vista posteriore del relitto sul punto di arresto.

Gruppo motopropulsore ed impianto combustibile

Il motore si presentava molto deformato (foto 13 e 14). In particolare, si osservava la separazione tra il gruppo elica ed il resto del corpo del motore all'altezza della *reduction gearbox*, che risultava fratturata (foto 15, 16, 17). L'elica presentava evidenze di un contatto con il suolo a regime di rotazione pressoché nullo. L'unica deformazione di rilievo è stata rilevata sulla pala che ha impattato il bordo del fossato e che si è ripiegata al di sotto del velivolo. Il serbatoio presente nella semiala di destra conteneva carburante, mentre il serbatoio della semiala sinistra si è danneggiato a seguito dell'impatto, con sversamento del carburante contenuto (senza principio d'incendio).



Foto 13: vista anteriore del motore, lato sinistro.



Foto 14: vista anteriore del motore, lato destro.



Foto 15: elica e ogiva.



Foto 16: parte di RGB fratturata.

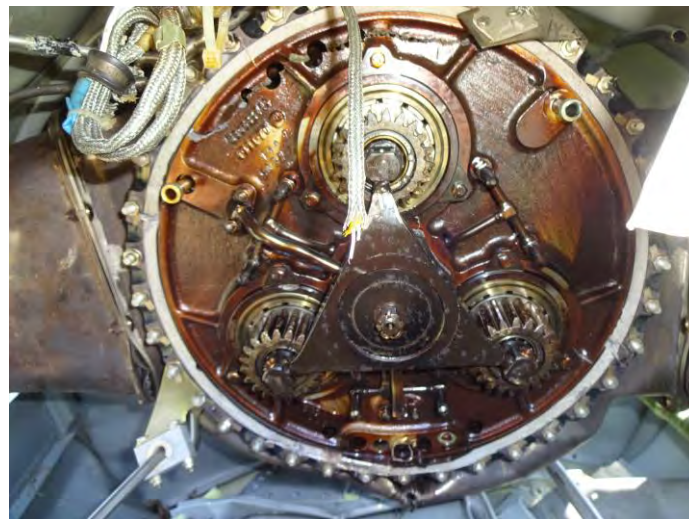


Foto 17: parte di RGB fratturata rimasta solidale a motore.

Carrello di atterraggio

Le gambe del carrello principale del carrello di atterraggio (foto 18 e 19) hanno impattato con il bordo del canale e con la vegetazione presente sul limite dello stesso, contribuendo ad

arrestare repentinamente il moto del velivolo. Queste presentavano evidenti danni e deformazioni strutturali.



Foto 18 e 19: vista gambe carrello.

1.12.4. Dinamica di impatto

I danni riportati dal velivolo evidenziano un impatto con la vegetazione e con il bordo del fossato avvenuto in velocità, con assetto livellato. Le evidenze sul gruppo propulsore indicano che quest'ultimo, al momento dell'impatto, non stesse erogando potenza. Le tracce al suolo indicano che il velivolo ha preso il contatto con il suolo quando ormai era prossimo alla recinzione aeroportuale e quindi al fossato. I danni all'interno dell'abitacolo ed alla seduta del pilota sono imputabili alla proiezione dei paracadutisti non vincolati da cinture di sicurezza al momento dell'impatto.

1.13. INFORMAZIONI DI NATURA MEDICA E PATOLOGICA

Non sono emerse evidenze di natura medica e patologica a carico del pilota che possano avere influito sull'accadimento dell'evento.

1.14. INCENDIO

Non pertinente.

1.15. ASPETTI RELATIVI ALLA SOPRAVVIVENZA

I Vigili del fuoco sono intervenuti sul luogo dell'incidente alle 12.36'. Hanno provveduto a mettere in sicurezza il velivolo, che perdeva carburante dalla semiala sinistra, impiegando schiumogeno. Hanno quindi coadiuvato il personale medico del 118 nella evacuazione dei feriti.

A bordo del velivolo non erano presenti cinture di sicurezza per i paracadutisti (foto 20). I moschettoni e le fettucce presenti sulla panca dove sedevano alcuni dei paracadutisti a bordo (foto 21) erano probabilmente in grado di assicurare il paracadutista impedendone l'uscita accidentale dall'abitacolo, ma non idonei a fornire protezione a tutti gli occupanti in caso di impatto.

Dal momento che, come conseguenza dell'incidente, agli occupanti sono stati diagnosticati traumi principalmente a carico della regione toracico/addominale e della testa, si ha ragione di ritenere che 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. In considerazione del fatto che l'area del velivolo dove sedevano i paracadutisti non ha subito deformazioni significative a seguito dell'impatto, mantenendo l'integrità strutturale, è presumibile che l'entità delle lesioni riportate dagli occupanti dell'aeromobile siano state aggravate dalla assenza di cinture di sicurezza o di idonei sistemi di ritenzione.



Foto 20: vista cabina passeggeri; notare l'assenza di cinture di sicurezza.



Foto 21: vincoli presenti sulla panca di seduta.

1.16. PROVE E RICERCHE EFFETTUATE

1.16.1. Accertamenti sul motore M601 D S/N 934001

L'investigazione sul motore è stata condotta in due fasi:

- 1) 30.11.2015-3.12.2015, a Praga, presso GEAC (costruttore motore): *tear down* motore; contestualmente, presso l'AVIA Propeller, per l'investigazione sul gruppo elica;
- 2) 5-6.4.2016, a Torino, presso i laboratori di Finmeccanica Aircraft Division (oggi Leonardo): *failure analysis* dei particolari prelevati dal motore.

La prima fase dell'indagine sul motore, svolta sotto la diretta supervisione dell'ANSV presso il costruttore GEAC, che ha messo a disposizione personale tecnico ed attrezzature, ha permesso di individuare la causa del malfunzionamento del motore nel modulo di potenza dello stesso ed in particolare nella perdita di connessione tra *quill shaft* ed albero della turbina di potenza (*power turbine shaft* o *PT shaft*) (foto 22 e figura 6).

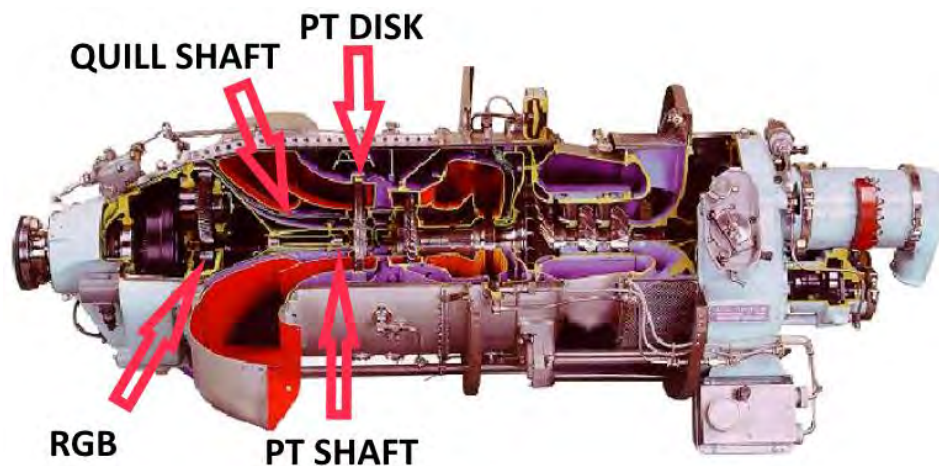


Foto 22: motore M601 D con evidenziati dalle frecce il *PT shaft* ed il *quill shaft* all'interno del *supporting cone*, tra *power turbine* e *reduction gearbox*.

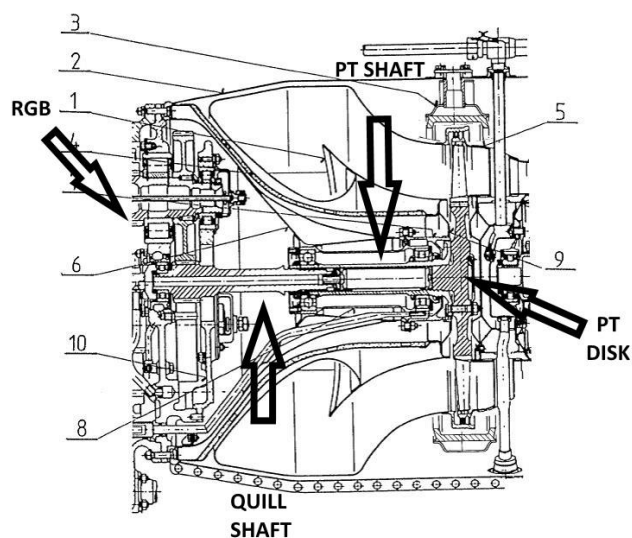


Figura 6: *PT shaft* e *quill shaft* all'interno del *supporting cone*, tra *power turbine* e *reduction gearbox*.

Il complessivo motore-elica si presentava separato, con frattura all'altezza della *reduction gearbox* (RGB): il gruppo elica, con la parte anteriore della *reduction gearbox* comprensiva dell'albero dell'elica (*propeller shaft*) ed ingranaggio a corona (foto 23 e 24) si è separato dal motore al quale è rimasta solidale la porzione posteriore di RGB contenente i planetari (foto 25 e 26).



Foto 23: complessivo elica e porzione del riduttore giri (RGB).



Foto 24: particolare sezione riduttore giri (RGB) rimasto solidale all'elica.



Foto 25: parte di RGB rimasta vincolata al motore.

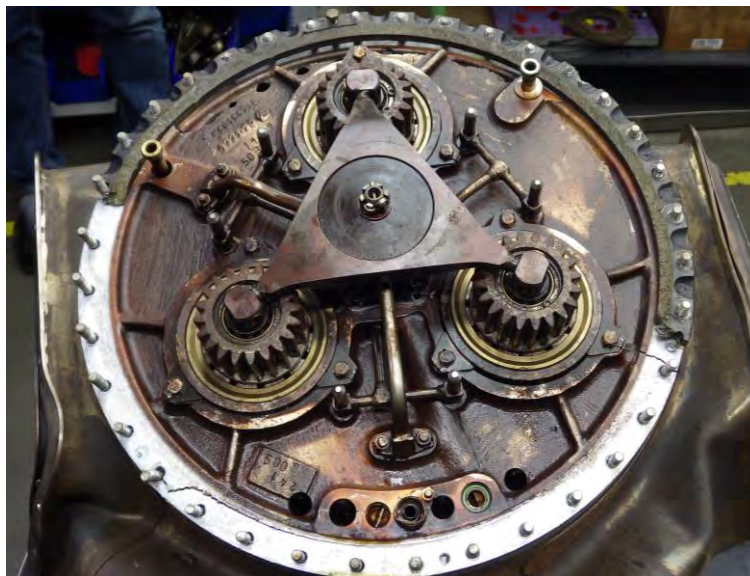


Foto 26: particolare della porzione di RGB solidale al motore.

Rimossa la porzione posteriore di RGB dal corpo del motore è stato possibile osservare come il *quill shaft* fosse fratturato all'altezza del mille righe (*spline*) ed ancora vincolato tra i tre ingranaggi planetari della RGB, anche essi danneggiati (foto 27 e 28).



Foto 27: RGB rimossa dal motore con *quill shaft* fratturato in corrispondenza del millerighe.



Foto 28: *quill shaft* fratturato in corrispondenza del millerighe.

Il cono di supporto (*supporting cone*, foto 29 e 30) appariva evidentemente danneggiato e deformato. All'interno del *supporting cone* era possibile osservare la porzione terminale del *quill shaft* fratturatosi all'altezza del millerighe (*spline* o scanalatura, foto da 31 a 34).



Foto 29: *supporting cone* vista esterna.



Foto 30: *supporting cone* vista interna.



Foto 31: particolare della linea di rottura del *PT shaft*; in centro, lo spessore dietro il quale è presente il *quill shaft*.



Foto 32: rimosso lo *spacer* è visibile il *quill shaft*.



Foto 33 e 34: a sinistra il *quill shaft* fratturato; a destra la restante parte del *quill shaft* estratta dal *PT shaft*.

La sezione del modulo di potenza (*power turbine*) e l'*exhaust case assembly* (foto 35) apparivano deformati.



Foto 35: l'*exhaust case assembly* con le evidenti deformazioni.

L'albero della turbina di potenza (*PT shaft*) era fratturato, come già visto dalla osservazione del *supporting cone*. Una volta rimosso l'*exhaust case assembly* è stato possibile osservare il disco della *power turbine* sul *nozzle guide vane ring* (NGVR, foto 36), che appariva schiacciato dal disco della *power turbine* quando questo, libero dal vincolo con il *PT shaft*, è stato proiettato verso il *gas generator*. La turbina di potenza presentava una porzione (la base imbullonata al disco) dell'albero della turbina di potenza (*PT shaft*) ancora attaccata. Il *PT shaft* si era fratturato posteriormente (a monte) del cuscinetto a rulli.



Foto 36: la *power turbine* con porzione di *PT shaft* e vista del NGVR con il danneggiamento provocato dal *PT disk*.

Tutte le palette si sono separate dal disco della turbina di potenza per il fenomeno del *blade shedding* a seguito dell'*overspeed* del disco. All'interno del rivestimento del motore sono stati rinvenuti molti frammenti di palette.



Foto 37: *PT disk* e porzione di *PT shaft* fratturata.



Foto 38: estremità del *PT shaft* ove si innesta il *quill shaft* (le incisioni sono dovute a tagli per disassemblaggio).



Foto 39: *PT shaft*, l'estremità destra è il punto di frattura (estremità sinistra tagliata per il disassemblaggio).

Al controllo visivo dei tappi magnetici (*chip detector* e *magnetic plug*) era presente materiale metallico.



Foto 40: presenza di metallo sul *chip detector* della *reduction gearbox* e sul *magnetic plug*.

Non sono state rilevate anomalie nel modulo del *gas generator*, con compressore (foto 41), turbina e camera di combustione (foto 42) in condizioni corrispondenti al normale utilizzo e con segni di sfregamento (*rubbing*) sul condotto del NGVR tra le ore 11 e le ore 9 (foto 43) causato da un contatto delle palette della turbina del *gas generator*, indice della rotazione di quest'ultimo al momento dell'impatto. Si evidenzia che, in assenza del collegamento offerto dal *quill shaft*, non vi può essere trasmissione di potenza all'elica anche in condizioni di regolare funzionamento del modulo generatore di gas.



Foto 41: compressore del *gas generator*.



Foto 42: turbina e camera combustione.

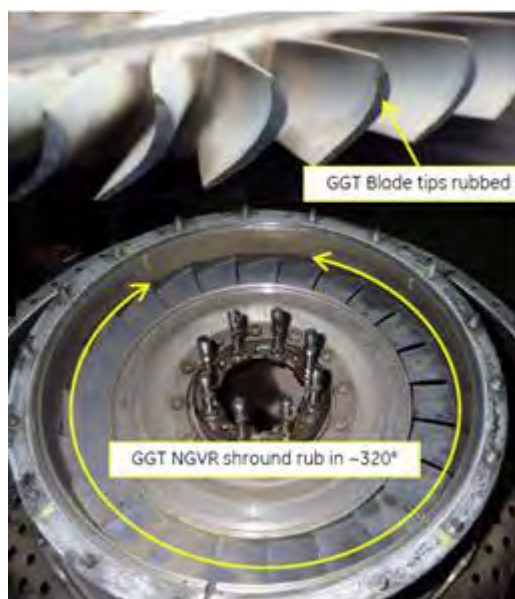


Foto 43: particolare delle palette turbina del *gas generator* e dello sfregamento sul condotto del NGVR.

La *reduction gearbox* ed il gruppo elica non hanno evidenziato segni di malfunzionamenti; il danneggiamento degli ingranaggi planetari e dell'innesto del *quill shaft* sono verosimilmente imputabili all'impatto che ha determinato, tra l'altro, la frattura, con separazione, della stessa *reduction gearbox*.

L'accertamento effettuato presso l'AVIA Propeller ha permesso di escludere malfunzionamenti imputabili al complessivo dell'elica e di acclarare che quest'ultima, all'impatto con il suolo, aveva un regime di rotazione pressoché nullo.

La seconda fase dell'indagine sul motore è invece stata finalizzata a verificare l'eventuale presenza di rotture dovute a fatica e a valutare la validità delle ipotesi formulate a seguito del *tear down* con ulteriori accertamenti metallografici e metrologici presso i laboratori tecnici di Finmeccanica Aircraft Division. Questa ha messo a disposizione personale tecnico ed apparecchiature. L'attività, che ha visto la partecipazione dell'ANSV e di personale tecnico GEAC, si è concentrata sull'analisi dei seguenti reperti (foto 44): *quill shaft*; *PT disk*; *PT shaft*; *PT blade*; *supporting cone*; *packing e bearing holder*; *roller bearing*; *ball bearing*.



Foto 44: reperti analizzati presso Finmeccanica Aircraft Division (oggi Leonardo).

Le analisi hanno evidenziato come la rottura del *quill shaft* presentasse tutte le caratteristiche di un evento che è avvenuto istantaneamente per sovraccarico, quando l'albero di trasmissione era ancora in rotazione. Ne forniscono evidenza i segni di usura e le deformazioni orientati a torsione sui piani di frattura, nonché la forte deformazione dello stesso albero del *quill shaft*.

Le analisi di dettaglio fanno ipotizzare che la dinamica possa essere ricondotta a sollecitazioni principali di trazione e flessione-torsione.

L'esame di dettaglio del *PT shaft* non ha individuato inneschi, né aree di propagazione ciclica a fatica, ma esclusivamente aspetti morfologici riconducibili ad una rottura statica per sovraccarico, con micro buche da sovraccarico (*dimple*) orientate a seguito della componente di sollecitazione che la sezione resistente ha subito. Si osservano, inoltre, sulla superficie, numerose aree di sfregamento, avvenute durante il cedimento strutturale del componente.

Di seguito si ricapitolano le evidenze acquisite in sede di indagine di laboratorio.

- Le rotture a carico del *PT shaft*, *quill shaft* e delle *PT blade* sono tutte di natura statica, avvenute per un cedimento strutturale per sovraccarico; le morfologie di rottura sono sufficientemente duttili, costituite da *dimple* orientate secondo le sollecitazioni di carico che le hanno generate.
- Non sono stati osservati, nelle aree di frattura, aspetti di fragilità.

- Non sono state rilevate aree di fatica, né aree riconducibili a fenomeni corrosivi.
- Dai rilievi dimensionali risulta un diametro dell'ingranaggio millerighe del *quill shaft* inferiore di circa 1,7 mm rispetto al disegno di progetto in seguito all'usura anomala.
- L'usura anomala rinvenuta in corrispondenza dell'estremità del *quill shaft*, all'accoppiamento con il *PT shaft*, fa ritenere che la causa scatenante del cedimento del motore sia avvenuta come conseguenza della mancata coppia tra i due elementi di connessione. Tale anomalia ha portato il *PT shaft* ad una condizione di *overspeed*, con il conseguente cedimento nell'area di vincolo dell'albero a causa di una sollecitazione di flesso-torsione. La successiva rottura del *quill shaft* è stata una conseguenza della rottura principale a carico del *PT shaft*, avvenuta ancora quando l'albero di trasmissione era in rotazione. Le evidenze a carico dell'albero del *quill shaft* sono date dallo schiacciamento dell'ingranaggio in prossimità del piano di frattura per torsione e dal parziale danneggiamento dell'ingranaggio del *quill shaft* stesso in accoppiamento con il riduttore di potenza, che, spostandosi in avanti a causa della rottura, ne ha interessato solo una porzione dell'intera superficie di contatto.
- L'usura anomala rinvenuta in corrispondenza dell'ingranaggio millerighe di accoppiamento tra il *quill shaft* ed il *PT shaft* ha causato il cedimento dell'ingranaggio di accoppiamento e quindi la perdita del trasferimento di potenza tra generatore di gas e RGB/elica. Tale anomalia ha portato il *PT shaft* ad una condizione di *overspeed*. Conseguentemente, alla condizione di *overspeed* del *PT shaft*, si è verificata la rottura del *quill shaft* per un sovraccarico in trazione e torsione. Quando il *PT shaft* ha raggiunto la velocità tale da determinare la separazione delle palette (*blade shedding*), queste hanno cominciato a staccarsi (così come previsto da progetto) e hanno causato lo sbilanciamento del *PT disk* e conseguentemente la flessione del *supporting cone*, provocando il sovraccarico in torsione e flessione del *PT shaft* fino alla rottura dello stesso.
- I materiali sui quali è stata effettuata l'analisi sono corrispondenti alle specifiche previste da disegno.

1.16.2. GEAC ASB M601D/44 e EASA AD No 2015-0014

Nel corso dell'inchiesta si è appurato che due avarie (le quali, analogamente a quella dell'evento in esame, presentavano il fenomeno di *PT overspeed*) si erano già verificate, in passato, sui motori M601. Sia il costruttore GEAC con un proprio ASB, sia l'EASA con una specifica AD avevano disposto, sui motori M601 aventi determinati S/N, dei controlli

finalizzati a verificare il corretto allineamento tra la *reduction gearbox* ed il *supporting cone*.

Al fine di prevenire il verificarsi della citata problematica, individuata come potenziale causa di avaria, la GEAC, con l'ASB No M601D/44 datato 27.6.2014 (e successive revisioni: *revision 1* del 23.12.2014 e *revision 2* del 23.1.2015) era intervenuta fornendo istruzioni dettagliate per l'ispezione sui motori M601 aventi determinati numeri di serie.

Successivamente era intervenuta anche l'EASA, con la propria AD No 2015-0014 del 30.1.2015, avente ad oggetto "*ATA-72 – Engine – Reduction Gear Box Quill Shaft and Supporting Cone – Inspection*", applicabile ai motori M601 (delle versioni D, D-1, D-11NZ, E, E-11, E-11A, E21 ed F) prodotti dalla GEAC con numero di serie compreso tra quelli riportati nella appendice 1 alla medesima AD, per un totale di 67 motori. La data di entrata in vigore della AD in questione era il 13.2.2015. Tale AD veniva motivata con la identificazione di una problematica relativa al non corretto allineamento del *quill shaft* e del *PT shaft*, ovvero dei due alberi che trasmettono il moto dalla turbina di potenza alla scatola ingranaggi del riduttore (*reduction gearbox*). Tale disallineamento avrebbe potuto condurre alla rottura del *quill shaft*. La citata condizione, quindi, se non rilevata e corretta, avrebbe potuto generare l'*overspeed* della turbina di potenza e conseguentemente una *uncontained failure* del motore, con possibili danni all'aeromobile, ai suoi occupanti ed a terzi in superficie. L'AD fa peraltro riferimento al già richiamato ASB (e successive revisioni) della GEAC.

La EASA AD prescrive, in particolare, una ispezione *una tantum* della *reduction gearbox* e del *supporting cone* e dispone delle azioni correttive nel caso in cui, a seguito della predetta ispezione, siano riscontrate determinate criticità.

Nel dettaglio, le azioni prescritte ed i tempi di attuazione indicati nella AD in questione sono i seguenti:

- entro 300 ore di volo o 6 mesi dalla data di entrata in vigore della AD, quale delle due circostanze si verifichi per prima, effettuare una ispezione della *reduction gearbox* e del *supporting cone* secondo le istruzioni specificate dall'ASB GEAC M601D/44 *revision 2*;
- se nel corso dell'ispezione sopra indicata si riscontri la presenza di cricche sul *quill shaft*, sul *PT shaft* o sul *supporting cone*, oppure se l'usura delle scanalature (*spline*) del *quill shaft* o del *PT shaft* ecceda 0,12 mm, prima del volo successivo si deve procedere ad attuare le azioni correttive previste dall'ASB GEAC M601D/44 *revision 2*;
- ispezioni ed azioni correttive, condotte od applicate prima della data di entrata in vigore della citata AD, in accordo all'ASB GEAC M601D/44 nella edizione originale o nella

revision 1, sono comunque valide al fine di ottemperare a quanto richiesto dalla citata AD.

L'appendice 1 alla EASA AD No 2015-0014 elenca 67 numeri di serie di motori M601 (nelle versioni D, D-1, D-11NZ, E, E-11, E-11A, E21 ed F) per cui la direttiva è applicabile. Tra i motori identificati dai numeri di serie elencati nella appendice 1 della AD in questione non figura il motore installato sul velivolo incidentato, ovvero il motore M601 D con S/N 934001.

L'ANSV ha chiesto delucidazioni al costruttore sui criteri in base ai quali sarebbero stati individuati soltanto i citati 67 motori da assoggettare all'applicazione dell'AD. Da quanto emerso risulterebbe che sia stato condotto uno studio da parte di GEAC con *risk assessment* relativo alla *failure* del *quill shaft*, che avrebbe appunto portato alla individuazione dei 67 motori in questione. In merito, GEAC ha risposto puntualizzando come l'ASB e l'AD siano, in realtà, riferiti ad una modalità di rottura del *quill shaft* che – sebbene sia caratterizzata da conseguenze simili (*PT overspeed*) a quelle dell'incidente – è riconducibile, però, ad una differente causa. La problematica evidenziata dall'ASB e dall'AD era infatti riferita a motori che erano assemblati con *quill shaft* di oltre 4500 ore in combinazione con *PT shaft* nuove. In tale circostanza si verificava la rottura del *quill shaft*, con propagazione di cricche da fatica senza che si verificasse una usura del millerighe e senza che avesse luogo la perdita di connessione a livello dello *spline*.

1.16.3. GEAC ASB No M601D-72-00-00-0053

L'ASB No M601D-72-00-00-0053 “*Outlet System Hardware Replacement*”, emesso dalla GEAC in data 27 febbraio 2017 (quindi successivamente all'incidente in esame), prevede che i motori della serie M601 e H, in occasione della *overhaul* o *shop visit* in cui venga disassemblata la *power turbine*, debbano essere sottoposti alla sostituzione di alcuni particolari (tra i quali, *containment ring*, *insulation cover*, *supporting cone*): ciò al fine di installare componenti analoghi con migliore design e di incrementare la lubrificazione dell'accoppiamento *quill shaft/PT shaft*. Lo scopo dell'ASB, in particolare, è dato dal fatto che «Either a Quill or PT Shaft spline failure can cause a loss of power transfer between Power Turbine Rotor and Reduction Gearbox resulting in a total power loss. Potentially the Power Turbine Rotor may overspeed, possibly leading a non-containment of PT blades».

Le predette modifiche sono pertanto introdotte «to reduce wear/failure of the Power Turbine/Quill shaft Spline joint and prevent non-containment in the event of a overspeed event».

1.17. INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI

1.17.1. Jet-Stream Kft

Il velivolo, di proprietà di una persona fisica svizzera, era operato e mantenuto dall'operatore ungherese Jet-Stream Kft, di base presso l'aeroporto Kiskunlacháza, nelle vicinanze di Budapest.

Jet-Stream Kft è certificato dalla competente autorità ungherese per operazioni con velivoli Cessna 650, Hawker 400XP, Beech 400, SMG-92, PA-34, Cirrus SR-22G3, Cessna 402, Cessna 421, Extra 330L, Diamond DA-42, Cessna C182, Cessna C172, Cessna C150/152, Morane MS893, Bonanza A-36, JAK-18T, Taurus 503. Le operazioni consentite sono le seguenti: voli turistici, fotografia aerea, pubblicità, sport aerei (paracadutismo), voli *corporate* e addestramento. Per quanto di diretto interesse, il predetto operatore gestiva 5 velivoli del tipo SMG-92, incluso quello dell'incidente.

Jet-Stream Kft è anche certificato come CAMO, con certificato di approvazione rilasciato dalla competente autorità ungherese per una serie di aeromobili (tra cui alcuni di quelli sopra citati), fatta però eccezione proprio per gli SMG-92.

Per il velivolo SMG-92 è stato rilasciato dalla competente autorità aeronautica ungherese un certificato denominato *Maintenance System Approval Statement*.

Jet-Stream Kft risulta certificata come *Maintenance Organization* per aeromobili tra cui il citato SMG-92, per *base e line maintenance*, con riferimento al MOE (di seguito).

Il MOE è scritto in sola lingua ungherese ed è approvato dalla competente autorità aeronautica ungherese. Tra i velivoli ai quali si fa riferimento sono inclusi i 5 SMG-92 operati, tra cui quello incidentato.

Con riferimento alla registrazione dei voli, il MOE specifica che gli stessi devono essere registrati sul *journey log* del velivolo, su base giornaliera, al termine della giornata o delle operazioni, con indicazione dei tempi di volo e degli atterraggi. L'organizzazione dispone anche di un sistema digitale, aggiornato settimanalmente sulla base dei riporti delle registrazioni dei voli del *journey log*. In tal modo, riporta il MOE, Jet-Stream Kft continua a ricevere informazioni sullo stato della propria flotta.

1.17.2. Scuola di paracadutismo Area Delta 47 asd

La scuola di paracadutismo Area Delta 47 asd è titolata ad effettuare attività di scuola di paracadutismo da specifica autorizzazione rilasciata dall'ENAC, in corso di validità alla data dell'incidente.

I tipi di addestramento previsti dalla predetta autorizzazione sono i seguenti:

- addestramento propedeutico ai lanci;
- conseguimento della licenza di paracadutismo;
- addestramento per il conseguimento della CS: DL-TANDEM-AFF;
- addestramento abilitazione istruttore di paracadutismo IP e IPS.

L'attività di lancio tandem (che non rientra nella predetta fattispecie definita "addestramento per il conseguimento della CS: DL-TANDEM-AFF") prevede abitualmente la partecipazione a dei lanci con paracadute biposto (tandem) da parte di passeggeri non paracadutisti, dietro corresponsione, di solito, di una somma di denaro; tale attività viene di solito proposta/offerta come propedeutica alla frequentazione di un eventuale corso di paracadutismo, per consentire all'interessato di saggiare la propria attitudine.

Area Delta 47 asd opera sull'aeroporto di Casale Monferrato ed Alessandria secondo le modalità riportate nel *Manuale operativo*, edizione febbraio 2015.

Per quanto concerne gli aeromobili impiegati, risulta che la scuola sia autorizzata ad operare con aeromobile idoneo al lancio paracadutisti, disponibile in proprietà, in esercenza/locazione o in noleggio, ai sensi e in rispondenza della pertinente normativa italiana. Né il *Manuale operativo* della scuola né l'autorizzazione di scuola di paracadutismo forniscono, però, ulteriori specifiche relativamente all'aeromobile utilizzato.

1.17.3. Contratto tra la Area Delta 47 asd e l'operatore Jet-Stream Kft

In data 1 settembre 2014, tra la Area Delta 47 asd e l'operatore Jet-Stream Kft è stato sottoscritto un contratto avente ad oggetto "*Aircraft operating – AOP – and Continuing Airworthiness Maintenance Contract*", relativo, nello specifico, al velivolo SMG-92 marche di identificazione HA-YDJ.

Di tale contratto vengono riportate, di seguito, le parti di diretto interesse ai fini dell'esame dell'evento oggetto dell'inchiesta.

«The User² entrusts the Service provider³, and the Service provider agrees to maintain the continuing airworthiness of the aircraft, described above under the following conditions and in accordance with PART M (2042/2003/EC) Regulations Appendix I, subsection 4:

The user entrusts to the approved organization the management of the continuing airworthiness of the aircraft, the development of a maintenance program that shall be approved by the airworthiness authorities of the Member State where the aircraft is registered, and the organization of the aircraft according to said maintenance program in an approved organization. [omissis]

The user certifies, to the best of their belief that all the information given to the approved organization concerning the continuing airworthiness of the aircraft is and will be accurate and that the aircraft will not be altered without prior approval of the approved organization.

[omissis]

The User hands over the aircraft, its accessories and documents (the original LOGBOOKs and past maintenance history, the copies of the on-board documents), who is liable for returning them after this contract expires.

[omissis]

The Service providers is entitled – based on a separate contract – to carry out all required maintenance action – line, base, scheduled, repairs – at its maintenance department.

[omissis]

The Service provider is continuously observing all type-related AD, SB and arranges the appropriate execution.

The User has to report – in case if a/c is stored elsewhere than the Service provider's base – his aircraft's latest and valid flight time – including the entire prior flights as applicable – till every Monday, in an agreed format. email: [omissis] fax: [omissis]».

1.17.4. Normativa di interesse

ENAC

Il *Regolamento ENAC per la disciplina dei lanci paracadutistici ordinari e speciali* specifica che lo stesso «non disciplina i requisiti tecnici ed operativi relativi agli aeromobili ed alle operazioni di volo» (art. 1).

² Area Delta 47 asd.

³ Jet-Stream Kft, *aircraft operator* e CAMO.

Alla data dell'incidente i voli per il lancio paracadutisti figuravano tra le attività citate dalla circolare ENAC OPV-23A "*Certificazione degli operatori di lavoro aereo*" dell'11.7.2001, finalizzata a fornire le procedure tecnico-amministrative che regolano il procedimento di certificazione in base ai requisiti di cui al regolamento ENAC "*Certificato di Operatore di Lavoro Aereo*".

A seguito della richiesta di chiarimenti avanzata dalla FIPAS in merito all'applicabilità della predetta circolare, l'ENAC, con la nota prot. 0104741/VDG dell'8.8.2011, precisava quanto segue: «La circolare OPV-23A dell'ENAC chiarisce che la certificazione di operatore di lavoro aereo si applica alle imprese che effettuano od intendono effettuare qualsiasi attività di lavoro aereo e cioè di servizi che sono resi dall'impresa interessata dietro compenso o altro titolo oneroso per conto terzi nel quadro di un contratto fra un operatore (l'impresa di lavoro aereo) e un cliente, nella quale quest'ultimo non detiene alcun controllo sull'operatore. La circolare, nell'esemplificare le attività configurabili nel lavoro aereo, include il lancio paracadutisti. In ragione di ciò, l'attività di una scuola di paracadutisti, che abbia in proprietà o in esercizio un aeromobile idoneo al lancio paracadutismo ed utilizzi l'aeromobile nell'ambito della scuola stessa per l'attività aviolancistica dei propri allievi sia per il conseguimento che per il mantenimento della licenza di paracadutista, non è configurabile come lavoro aereo».

Alla luce dei predetti chiarimenti, l'Area Delta 47 asd, in quanto scuola di paracadutismo, non aveva pertanto l'obbligo di detenere un COLA e conseguentemente non aveva l'obbligo di attenersi a quanto previsto per i possessori di tale tipologia di certificato.

L'ENAC, con la Nota informativa NI-2017-004 del 3 febbraio 2017, avente ad oggetto "*Regolamento (UE) n. 965/2012 – Operazioni lancio paracadutisti*", ha informato gli operatori che effettuano lanci paracadutisti sui nuovi requisiti operativi introdotti dal regolamento UE n. 965/2012, che prevede, tra l'altro, i requisiti relativi alle operazioni specializzate (SPO), che comprendono anche le operazioni relative al lancio paracadutisti.

In particolare, viene rappresentato che a far data dal 21.4.2017, sono da considerarsi superati e non ulteriormente applicabili alle operazioni di lancio paracadutisti il regolamento ENAC "*Certificato di Operatore di Lavoro Aereo*" (ed. 1 del 16.6.2009), al pari di ogni normativa o disposizione nazionale ad esso riferita, compresa la circolare ENAC OPV-23A e la predetta nota prot. 0104741/VDG dell'8.8.2011.

Con riferimento alla inesistenza di cintura di sicurezza per i paracadutisti a bordo del velivolo incidentato, pare opportuno ricordare che, in Italia, il *Regolamento tecnico* dell'ENAC, al titolo terzo, capitolo C “*Equipaggiamenti e requisiti operativi per velivoli*”, prevede che debbano essere installati e disponibili dei dispositivi di sicurezza per ciascuna persona imbarcata. Non si rintracciano, nella testé citata normativa, esenzioni per gli aeromobili adibiti al trasporto ed al lancio di paracadutisti. Tale *Regolamento*, però, risulterebbe applicabile soltanto agli aeromobili immatricolati in Italia.

Anche nell'AFM SMG-92, capitolo 9 “*Special Operation: Parachutist Dropping*”, alla voce “*Pre-flight preparation*” è comunque precisato che «safety belt or equivalent safety cable restraint is available for each parachutist».

1.17.5. Certificato di aeronavigabilità dell'aeromobile

Durante l'inchiesta, sono stati condotti degli approfondimenti sul certificato di aeronavigabilità dell'HA-YDJ.

Il certificato di aeronavigabilità dell'aeromobile coinvolto nell'incidente, rilasciato dalla competente autorità ungherese, alla voce “*Other notes and restrictions*”, specifica quanto segue: «This Airworthiness Certificate issued by Competent authority of the Member State of registry granted by virtue of regulation (EC) No 216/2008 Article 4(4) (“Annex II aircraft”) hereby noted aircraft to fly within airspace of the Member State under limitations listed here. This permit is also valid for flight to and within other States' airspace if a separate approval is obtained from competent authorities of such States.».

In relazione a quanto sopra, l'ANSV ha fatto degli approfondimenti in ordine al “*separate approval*”. Al riguardo, ha esaminato il regolamento ENAC (ed. 2 del 22.9.2014⁴) “*Navigazione di aeromobili il cui certificato di navigabilità non è conforme al modello standard ICAO*” (la cui applicazione è stata chiarita con la circolare ENAC NAV-74A “*Sorvolo e scalo sul territorio nazionale di aeromobili il cui certificato di navigabilità non è conforme al modello standard ICAO*”, ed. 30.12.2014), il quale stabilisce che gli aeromobili immatricolati in un paese della Comunità europea, Svizzera, Norvegia e Islanda, che rientrino nelle previsioni del regolamento CE n. 216/2008, Allegato II, lettere da *a* a *d*, siano ammessi alle operazioni di “sorvolo e scalo” sul territorio nazionale *senza la preventiva autorizzazione dell'ENAC* stesso, purché siano rispettate determinate condizioni, tra cui la

⁴ In data 4.7.2017 è stata approvata l'edizione 3 del regolamento in questione.

seguinte: non effettuino attività di trasporto pubblico, lavoro aereo e scuola (art. 3, comma 1, lettera g).

Dalle evidenze acquisite dall'ANSV è emerso che il velivolo coinvolto nell'incidente operasse, in realtà, stabilmente in Italia, non limitandosi ad effettuare "sorvolo e scalo" sul territorio nazionale.

1.18. INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI

1.18.1. Dichiarazione del pilota

Il pilota ha fornito la seguente dichiarazione.

«L'attività del giorno 29/08/2015 iniziava intorno alle 08:00 locale, dopo che il giorno precedente si era svolta regolarmente attività con lo stesso aeromobile ad opera di un diverso pilota. L'attività di volo riprendeva venerdì 28/08/2015 dopo l'avvenuto intervento manutentivo schedato rappresentato dall'ispezione delle 100h, effettuato, come da prassi, dai tecnici della Jet-Stream presso l'aeroporto di Casale Monferrato, durante i giorni 24, 25, 26 e 27 agosto 2015.

Dopo aver valutato gli interventi di manutenzione effettuati e non avendo riscontrato nulla di anomalo, ho proceduto all'effettuazione dei controlli giornalieri, che sono risultati tutti nella norma. In particolare, l'ispezione del vano motore, del gruppo elica e il controllo della quantità di olio, tra i 5,5 e i 7 litri indicati, non evidenziavano alcuna anomalia. Non erano presenti tracce di perdite di alcun tipo, né all'interno del vano motore né all'esterno del velivolo.

Le condizioni meteo erano più che buone. La giornata si presentava serena, con visibilità superiore ai 10 km, assenza di vento e temperatura intorno ai 25° circa.

Dopo aver rifornito il velivolo ed essersi coordinati con il controllo radar di Milano, si dava inizio all'attività di volo.

I controlli pre-avviamento non indicavano alcuna anomalia. Gli indicatori interni così come le spie dell'*Annunciator Panel* risultavano essere funzionanti. L'accensione del velivolo, effettuata, come di norma, con gruppo elettrico esterno, risultava nella norma. Non venivano riscontrati parametri inusuali durante l'avviamento della turbina e i tempi tipici di avviamento erano rispettati.

Dopo aver effettuato i controlli post-avviamento rullavo per portarmi al punto attesa della pista 18, dove avveniva l'imbarco dei paracadutisti. Durante il rullaggio per portarsi al punto d'imbarco controllavo il corretto funzionamento del Beta e del Beta Ground.

Le comunicazioni radio erano effettuate con la biga dell'aeroporto di Casale e non vi erano altri traffici rilevati in zona in quel momento.

Il decollo, così come la salita, in contatto radio con il radar di Milano al di sopra dei 3000 piedi, avvenivano regolarmente. I controlli motore non evidenziavano valori fuori dalla norma. Giunti a circa FL140 veniva effettuato il salto degli occupanti e iniziava la discesa per portarsi all'atterraggio, effettuato per pista 36.

Ad atterraggio effettuato rullavo fino alla zona di imbarco dei paracadutisti ed effettuavo il volo successivo, dopo aver compiuto con esito positivo le procedure e i controlli pre-decollo prescritti.

Lo svolgimento dell'attività di volo si è svolto con le stesse modalità per i primi 12 decolli della giornata.

Durante i primi 12 decolli della giornata nulla di anomalo veniva riscontrato, con particolare riferimento ai parametri di funzionamento del motore. Circa ogni 4/5 decolli, dopo la sosta del rifornimento, procedevo, inoltre, al test delle spie dell'*Annunciator Panel*, che risultavano essere tutte operative.

Il tredicesimo decollo della giornata seguiva la stessa procedura effettuata per i voli precedenti. Risultava essere il quarto decollo consecutivo dopo la sosta carburante. La quantità indicativa di carburante era di circa 140 litri complessivi.

Caricati i paracadutisti mi allineavo per pista 18 ed eseguivo i controlli pre-decollo:

- Ruotino di coda: allineato e bloccato.
- Annunciator Panel: no light.
- Orizzonte artificiale: controllato.
- Altimetro: settato.
- Girobussola: RWY heading.
- Pompe: L/R ON.
- 3 Pointer Instrument: controllato/green.
- Quantità carburante: controllata.
- Ng%: 60%.
- Giri elica: idle.
- ITT: controllata/green.
- Torque: controllato/green.
- Power Lever: idle.
- Prop. Lever: tutta avanti.
- Condition Lever: ON/bloccata.

- Rudder Trim: R.
- Aileron Trim: as req.
- Fuel Selector: entrambi.
- Flap: 20°, controllati.
- Elevator Trim: tutto a picchiare e 2 cm a cabrare.

Effettuati con esito positivo i controlli pre-decollo, applicavo gradualmente potenza e iniziavo la corsa di decollo. Al raggiungimento della potenza di decollo (98% Ng, circa 2000 RPM, 680° ITT, 85%/90% Torque), spingevo in avanti il volantino per sollevare il ruotino di coda a circa 60/65 nodi e poco dopo il velivolo staccava da terra ad una velocità di circa 75 nodi.

Dopo pochi istanti, ad una quota di circa 90 piedi AGL e ad una velocità intorno agli 80 nodi, percepivo un rumore sordo simile ad un colpo e subito dopo verificavo l'uscita di fumo dal vano motore. Immediatamente percepivo una perdita di potenza totale, l'assenza di rumore proveniente dal motore e l'aereo iniziava a decelerare e a perdere quota. A questo punto mi trovavo indicativamente in corrispondenza dell'ultimo quarto di pista ad una velocità stimata di circa 70/75 nodi, con prua 180 e in discesa. Al pilotaggio il velivolo si presentava lento nella risposta e pesante sui comandi. La decisione di proseguire dritto si è rivelata l'unica soluzione possibile, vista la mancanza di quota per poter tentare di invertire, anche solo parzialmente, la rotta e atterrare in direzione obliqua alla pista. Ho provato a valutare la possibilità di superare gli ostacoli a fondo pista rappresentati da una fila di arbusti e tentare un atterraggio nel campo coltivato posto dall'altro lato della recinzione dell'aeroporto. Verificata però l'impossibilità di tale opzione, ho puntato il velivolo verso un'area dove apparentemente la vegetazione risultava essere più fitta. Nel mentre ho portato la manetta indietro, a battuta, così come la *Condition Lever*. Ho selezionato il selettore dei flap su FULL-DOWN e ho iniziato a chiudere il selettore del carburante, ruotandolo in senso orario di 1/4 di giro, non riuscendo, però, a completare quest'ultima operazione. A quel punto ero prossimo a impattare contro la fila di arbusti e l'ultima manovra che sono riuscito a compiere è stata quella di cabrare l'aereo per cercare di non impattare in modo completamente frontale. La velocità di impatto ritengo che fosse intorno ai 65/60 nodi, mentre il tempo intercorso tra l'avaria al motore e l'impatto di circa 10/15 secondi.».

1.18.2. Procedure previste dall'AFM nel caso di *engine failure*

Dall'esame delle procedure previste dall'AFM nel caso di malfunzionamenti del motore e di atterraggio forzato, è emerso che il pilota le ha eseguite senza sostanziali discostamenti.

1.18.3. Verifica delle condizioni di utilizzo e *airworthiness* del motore

Al fine di verificare la aeronavigabilità del velivolo al momento dell'incidente, l'ANSV ha richiesto all'*aircraft operator*/CAMO, in formato digitale, tutta la documentazione di pertinenza (ATL e *Engine Log Book*). La documentazione trasmessa risultava, però, apparentemente incompleta. La scansione digitale dell'ATL presentava, ad esempio, le pagine bianche del libretto con sovra imposto (elettronicamente) il ritaglio del file Excel riferito al riepilogo dell'attività mensile.

Successivamente, a seguito di incongruità emerse dall'esame approfondito della documentazione digitalizzata pervenuta all'ANSV, quest'ultima riteneva opportuno acquisire, in loco, tramite il proprio investigatore incaricato, la medesima documentazione estraendone copia cartacea direttamente dagli originali. A seguito di tale acquisizione è emerso che l'ATL originale non era mai stato compilato.

Ciò premesso, per avere una idea chiara dei limiti di funzionamento del motore installato sul velivolo incidentato e delle modalità per computare i cicli cosiddetti equivalenti, è necessario fare riferimento al *GE Aviation Czech Maintenance Manual (Manual Part No 0982051)* relativo al motore Walter M601 D.

Il *Manuale* in questione specifica che l'utilizzatore deve inviare il motore per *overhaul/repair* al costruttore o ad una ditta autorizzata quando il motore raggiunga i seguenti limiti:

- numero ore di volo: 1800;
- numero di cicli equivalenti: 2250;
- numero di anni in operatività: 5.

Il calcolo dei cicli equivalenti viene computato utilizzando la seguente formula:

$$N_e = [N_s + A_v \cdot (N_v - N_s - N_p) + A_p \cdot N_p] \cdot L$$

Dove:

N_e : number of equivalent cycles.

N_s : number of engine starts (only starts followed by a take-off or several take-offs are considered).

N_v : number of take-offs.

N_p : number of take-offs, when the ground idling with propeller in feather position was used before take-off ($n_g \geq 60\%$; $830 \text{ rpm} > n_v \geq 320 \text{ rpm}$).

Av: abbreviated flight cycles coefficient, i.e. the ground idling speeds of both gas generator and propeller were used between successive flights ($ng \geq 60\%$; $nv \geq 830$ rpm).

Ap: abbreviated flight cycles coefficient, when the ground idling speed of gas generator with propeller in feather position was used between successive flights ($ng \geq 60\%$; $830 \text{ rpm} > nv \geq 320 \text{ rpm}$).

L: flight mission coefficient.

Dall' *Engine Maintenance Manual* derivano i valori dei coefficienti Av, Ap ed L utilizzati per il calcolo dei cicli equivalenti, valori che variano a seconda del tipo di *power turbine disk* installato e che vengono riportati anche sull' *Engine Log Book*.

Per il significato dei valori sopra citati l' *Engine Maintenance Manual* specifica quanto segue: «The coefficients Av, Ap, and L for critical parts of the engine necessary for recalculation of abbreviated and complete flight cycles of the WALTER M601D engine to the equivalent flight cycles in accordance with the formula presented in Para 2.1 are presented in the Table 1, Chapter "Airworthiness Limitation"».

Per il motore analizzato i valori sono i seguenti (figura 7): Av 0,73; Ap 0,95; L 1.


IV. ENGINE OPERATION LOG			
COEFFICIENTS FOR FORMULA FOR EQUIVALENT CYCLE CALCULATION			
M601 ENGINE MODEL	M601D		
Av	0,73		
Ap	0,95		
L	1,00		
Signature of Certifying Staff and date	 15.3.2013		

Figura 7: pagina dell' *Engine Log Book* che riporta i coefficienti da utilizzare per il calcolo dei cicli equivalenti.

Inoltre, secondo il documento del costruttore M601-P10-21B “*Specification for the assessment of elapsing of the service life of monitored parts of engines during general overhauls and non-standard repairs*”, se il numero delle messe in moto (N_s) non è disponibile/conteggiato, il valore N_s viene approssimato a N_v .

Secondo la medesima istruzione, se N_p non sia disponibile, il valore di N_p equivale a $N_v/2$ (numero dei decolli diviso 2) (figura 8).

GE AVIATION CZECH
MAINTENANCE MANUAL
MANUAL PART No. 0982051

Missing Value	Penalty Value	Result
τ (flight hours)	2700	Decreased engine life
N_s (No. of engine startings)	$N_s = N_v$	Decreased cyclic life of critical engine parts
N_v (No. of take-off)	$N_v = 2 N_s$	
N_p (No. of take-off after feathering)	$N_p = N_v/2$	
N_s and N_p	$N_s = N_v; N_p = 0$	
N_v and N_p	$N_v = 2 N_s; N_p = N_s$	
N_s, N_v and N_p	Full cyclic life of critical parts is exhausted	All critical parts will be replaced by new ones

INCLUDING OF PENALTY VALUES FOR CALCULATION
OF EQUIVALENT FLIGHT CYCLES AT OVERHAUL WHEN SOME VALUES WERE NOT
RECORDED BY THE ENGINE OPERATOR

Figura 8: tabella tratta dal *Manuale di manutenzione* del motore.

Dall’*Engine Log Book* dell’operatore e dalla documentazione consultata presso il costruttore GEAC si evince che il motore sia stato inviato presso il costruttore per la seconda *shop revision* con 589h di volo e 1578 cicli equivalenti effettuati; il motore veniva poi rilasciato per le operazioni il 18 marzo 2013 (figure 9 e 10), con i seguenti limiti di utilizzo disponibili prima della successiva *shop revision*: 1211h; 672 cicli equivalenti; 5 anni.

II. RECORD OF THE ENGINE DELIVERY

Date	Engine category	Time since new	Cycles since new	Organisation, position, signature of personnel	
				Delivering	Accepting
10.12.1993	I.	N/A	N/A	[Signature]	N/A
N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.5.2004	III.	N/A	N/A	N/A	N/A
N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
12.5.2004	II.	0	0	[Signature]	N/A
N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
22.1.2013	III.	N/A	N/A	N/A	N/A

Note: Engine category
 I. new engine
 II. engine in operation
 III. engine liable to repair
 IV. engine liable to overhaul
 V. engine liable to be written off

GE Aviation
 Expedice -2-

61

Figura 9: pagina 61 dell'Engine Log Book.

II. RECORD OF THE ENGINE DELIVERY

Date	Engine category	Time since new	Cycles since new	Organisation, position, signature of personnel	
				Delivering	Accepting
18.3.2013	II.	589	1578	[Signature]	

Note: Engine category
 I. new engine
 II. engine in operation
 III. engine liable to repair
 IV. engine liable to overhaul
 V. engine liable to be written off

62

Figura 10: pagina 62 dell'Engine Log Book.

Una volta acquisite le predette informazioni, si è proceduto ad analizzare i dati pertinenti indicati dalla manualistica applicabile, per quantificare le ore di utilizzo ed i cicli effettuati a partire dalla seconda shop revision in poi, ovvero dal 18 marzo 2013 alla data dell'incidente,

analizzando la documentazione raccolta, ovvero: ATL; *Engine Log Book*; *Compliance Report* inviati mensilmente dall'utilizzatore al CAMO; *file* Excel aggiornati dal CAMO sulla base dei dati ricevuti dall'utilizzatore. Ciò al fine di ricavare i dati necessari al calcolo dei cicli equivalenti e alla determinazione della aeronavigabilità del motore, ovvero: ore di volo; decolli (Nv); accensioni (Ns); decolli preceduti da *ground idle* con elica in *feather position* (Np).

Come già ribadito, l'utilizzatore (Area Delta 47 asd) non disponeva dell'ATL o equivalente documento presso l'aeroporto di Casale Monferrato; l'ATL era infatti custodito presso l'*aircraft operator*/CAMO (Jet-Stream Kft), in Ungheria, ancorché sia risultato non compilato e quindi, di fatto, non utile a reperire i dati di interesse

L'*Engine Log Book* (figure 11, 12 e 13) riportava i dati di utilizzo riferiti al periodo marzo 2013-agosto 2015, ovvero: 210h 38' volo; 742 decolli; 179 avviamenti.

Tali dati sono comprensivi anche del periodo precedente all'utilizzo da parte dell'Area Delta 47 asd, ovvero: 18h 43' di volo; 47 decolli; 47 avviamenti.

Non vengono riportati sul citato documento i dati riferiti al Np, così come non compare il conteggio dei cicli equivalenti.

Utilizzando tali dati applicati alla menzionata formula⁵, si ottiene che il numero di cicli equivalenti al momento dell'incidente risultava essere pari a 671,6, a fronte dei 672 cicli equivalenti previsti per il raggiungimento del TBO.

IV. ENGINE OPERATION LOG

Date	Time run	No. of starts Ns	No. of takeoffs Nv	No. of repeated takeoffs Nr	Total time run		No. of cycles/equivalent cycles		Signature of responsible person
					since overhaul	since new	since overhaul	since new	
3.5.2004	N/A	0	0	N/A	N/A	0	N/A	0	[Redacted Signature]
12.5.2004	Shop revision carried out.								
N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	
22.1.2013	N/A	1537	1890	N/A	N/A	589	N/A	1578	
15.3.2013	Shop revision carried out.								
N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	
MAY 2013	01:10	1	1			529:34			
JUNE 2013	7:30		30			597:04			
JULY 2013	3:43		8			600:47			

70

Figura 11: pagina con registrazione dati di utilizzo.

⁵ Ne = [179 + 0,73 · (742 - 179 - 371) + 0,95 · 371] · 1.

IV. ENGINE OPERATION LOG

Date	Time run	No. of starts Ns	No. of takeoffs Nv	No. of repeated takeoffs Nr	Total time run		No. of cycles/equivalent cycles	
					since overhaul	since new	since overhaul	since new
AUG 2013	3:40	4	4			604:27		
SEPT 2013	3:40	4	4			608:07		
AUG 2014	14:30	4	33			622:37		
SEPT 2014	27:30	10	83			650:07		
OCT 2014	24:20	15	73			674:27		
NOV 2014	7:15	6	29			681:42		
DEC 2014	1:30	3	6			683:12		
JAN 2015	2:30	3	10			685:42		
FEB 2015	1:45	3	7			687:27		

72

Figura 12: pagina dell'Engine Operation Log (sezione dell'Engine Log Book) riferita al periodo agosto 2013/febbraio 2015.

Date	Time run	No. of starts Ns	No. of takeoffs Nv	No. of repeated takeoffs Nr	Total time run		No. of cycles/equivalent cycles	
					since overhaul	since new	since overhaul	since new
MAR 2015	15:00	8	60	702:27	*	5702:27		
APR 2015	18:45	21	75			721:12		
MAY 2015	21:45	10	87			742:57		
JUNE 2015	17:45	18	71			760:42		
JULY 2015	20:00	16	89			780:42		
AUG 2015	19:20	15	72			800:02		

74

Figura 13: pagina dell'Engine Operation Log (sezione dell'Engine Log Book) riferita al periodo marzo 2013/agosto 2015.

211													
212													
213													
214													
215													
216													
217													
218													
219													
220													
221													
222													
223													
224													
225													
226													
227													
228													
229													
230													
231													

Figura 14: registro elettronico dell'attività presso CAMO.

III. A légi jármű munkanaplója

Keltév	A nap folyamán végzett összes				Gyári kibocsátás óta végzett összes				Utolsó nagyjavítás óta végzett összes			
	felszállás		repült idő		felszállás		repült idő		felszállás		repült idő	
	hó	nap	óra	perc	óra	perc	óra	perc	óra	perc	óra	perc
2015												
Month	Airframe S/N 02-001											
	Fl. Time	Ldgs	TTSN	TLdgSN								
January	2:30	10	685:42	2 190								
February	1:45	7	687:27	2 197								
March	15:00	60	702:27	2 257								
April	18:45	75	721:12	2 332								
May	21:45	87	742:57	2 419								
June	17:45	71	760:42	2 490								
July	20:00	89	780:42	2 579								
August	19:20	72	800:02	2 651								

Figura 15: scansione digitalizzata dell'ATL pervenuto all'ANSV, con sovra imposto (elettronicamente) il ritaglio del file Excel riferito al riepilogo dell'attività mensile.

CAPITOLO II

ANALISI

2. GENERALITÀ

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

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

2.1. FATTORE UMANO

Il pilota aveva conseguito l'abilitazione sul velivolo SMG-92 nel mese di maggio 2015 e nei due mesi precedenti l'incidente aveva effettuato 113 voli di lancio paracadutisti presso la scuola di paracadutismo di Casale Monferrato con il velivolo incidentato.

Il decollo dell'incidente era il 13° della giornata. Il medesimo pilota aveva effettuato i precedenti 12 voli di attività di lancio paracadutisti. Secondo quanto riportato dallo stesso pilota, pochi istanti dopo il decollo, ad una quota di circa 90 piedi AGL e ad una velocità intorno agli 80 nodi, questi avvertiva un forte colpo, notando l'uscita di fumo dal vano motore. Percepiva una perdita di potenza totale e l'assenza di rumore proveniente dal motore, con l'aereo che iniziava a decelerare e a perdere quota. Valutando di essere indicativamente in corrispondenza dell'ultimo quarto di pista, ad una velocità stimata di circa 70/75 nodi, con prua 180° e in discesa, con il velivolo che si presentava lento nella risposta e pesante sui comandi, il pilota decideva di proseguire dritto. Nella impossibilità di superare gli ostacoli a fondo pista rappresentati da alberi, il pilota puntava il velivolo verso un'area dove, apparentemente, la vegetazione risultava essere più fitta, arretrando la *Power Lever* e la *Condition Lever*, selezionando i flap su FULL-DOWN, iniziando a chiudere il selettore del carburante ruotandolo in senso orario di 1/4 di giro, non riuscendo però a completare quest'ultima operazione. Prossimo a impattare contro la fila di arbusti il pilota cabrava l'aereo. La velocità di impatto stimata è stata nell'ordine dei 60 nodi.

Confrontando i dati delle tabelle di prestazione contenute nell'AFM relative alle lunghezze di decollo e atterraggio con i dati di lunghezza della pista appare evidente come il pilota, al sopraggiungere dell'avaria, non avesse lo spazio sufficiente per potere riportare a terra ed arrestare l'aeromobile in sicurezza all'interno della pista rimanente.

Si ritiene, inoltre, alla luce delle procedure contenute nel medesimo AFM, che il pilota, in considerazione della pista rimanente e del tempo di volo disponibile, arretrando le manette, abbassando i flap e tentando di chiudere il carburante, abbia intrapreso le azioni possibili per minimizzare le conseguenze dell'impatto.

2.2. FATTORE TECNICO

2.2.1. Causa dell'avaria del motore

L'analisi del motore ha evidenziato che la causa del malfunzionamento è riconducibile alla separazione del *quill shaft* dall'albero della turbina di potenza (*PT shaft*), in seguito ad una progressiva usura della scanalatura (*spline* o millerighe) di innesto del *quill shaft* all'interno del *PT shaft*, che ha provocato la perdita della connessione e la interruzione del trasferimento di potenza dalla turbina di potenza verso l'elica.

In assenza del collegamento offerto dal *quill shaft*, non vi può essere trasmissione di potenza all'elica, anche in condizioni di perfetto funzionamento del modulo generatore di gas.

In ragione del fatto che il generatore di gas stava erogando la massima potenza, si è verificata l'*overspeed* della turbina di potenza, con il rilascio di tutte le palette.

In fase di *tear down* si è osservato che:

- la scanalatura (*spline* o millerighe) di innesto del *quill shaft* all'interno del *PT shaft* era usurata;
- il *quill shaft* si presentava fratturato in corrispondenza della scanalatura;
- il *PT shaft* si è fratturato in prossimità del punto in cui questo è fissato al *PT disk*;
- il *PT rotor* ha subito il distacco di tutte le palette e ha deformato il NGVR;
- il *gas generator* si presentava in condizioni compatibili con il normale utilizzo.

Le suddette osservazioni hanno condotto ad ipotizzare la seguente possibile successione di eventi:

- la scanalatura (*spline* o millerighe) di innesto del *quill shaft* all'interno del *PT shaft* si è progressivamente usurata;
- la predetta usura ha provocato la totale perdita della connessione tra i due alberi, con l'interruzione del trasferimento di potenza dalla turbina di potenza verso l'elica;
- la perdita repentina di connessione ha causato un superamento dei giri massimi (*overspeed*) del *PT rotor*, con rilascio di palette dalla turbina di potenza (*PT rotor blade*);

- il distacco delle palette ha provocato lo sbilanciamento del disco della turbina di potenza (*PT rotor*);
- il *supporting cone* si è deformato;
- il *quill shaft* si è fratturato.
- il *PT rotor*, perdendo la connessione, si è spostato indietro contro il NGVR;
- il *PT shaft* si è separato dal *PT rotor*.

I successivi accertamenti presso i laboratori tecnici di Finmeccanica Aircraft Division hanno escluso fenomeni di fatica sulle parti analizzate alla radice della rottura, indicando come probabile causa dell'evento l'usura della *spline* che unisce il *quill shaft* al *PT shaft*, confermando, così, quanto era già emerso dalla attività di *tear down* presso il costruttore del motore. Le successive rotture del *PT shaft* e del *quill shaft* sarebbero la conseguenza, pressoché istantanea ed immediata, derivante da un sistema di trasmissione che non era più in grado di reggere la potenza che veniva trasmessa dalla turbina.

I risultati degli accertamenti svolti a Praga presso la GEAC e in Italia presso i laboratori di Finmeccanica Aircraft Division sono concordi nell'indicare la causa del cedimento del motore nell'usura anomala dell'ingranaggio millerighe di accoppiamento tra *PT shaft* e *quill shaft*. Il motivo però all'origine di tale usura non è stato individuato univocamente.

A seguito del *tear down* a Praga era stata inizialmente formulata l'ipotesi che all'origine dell'usura della scanalatura vi fosse stato il disallineamento tra il *PT shaft* e il *quill shaft*.

Il *test report* prodotto da Finmeccanica Aircraft Division ipotizza, però, che l'usura anomala dell'ingranaggio millerighe sia riconducibile ad un sistema di lubrificazione insufficiente. È da sottolineare che il progetto del motore non prevede che tale accoppiamento meccanico sia interessato dall'impianto di lubrificazione interno.

L'ANSV ritiene che la causa iniziale del danneggiamento dell'accoppiamento del *quill shaft* sia dovuta ad un disallineamento degli alberi, che ha portato ad una anomala usura del millerighe dell'accoppiamento interessato, che, nel tempo, ha ridotto le dimensioni utili dell'accoppiamento sino a portare alla separazione definitiva dell'ingranaggio millerighe.

Come detto, avarie analoghe a quella in esame si erano già verificate sui motori M601. Infatti, sia la stessa GEAC con un proprio ASB, sia l'EASA con una specifica AD avevano disposto, sui motori M601 aventi determinati S/N, dei controlli finalizzati a verificare il corretto allineamento tra la *reduction gearbox* ed il *supporting cone*.

L'AD veniva motivata con la identificazione di una problematica relativa al potenziale disallineamento del *quill shaft* e del *PT shaft*, che avrebbe potuto condurre alla rottura del *quill shaft*. La citata condizione, quindi, se non rilevata e corretta, avrebbe potuto generare

l'*overspeed* della turbina di potenza e conseguentemente una *uncontained failure* del *PT rotor*, con possibili danni all'aeromobile, ai suoi occupanti ed a terzi in superficie. L'AD in questione richiama, peraltro, il citato ASB (e successive revisioni) della GEAC.

L'EASA AD prescrive, in particolare, una ispezione, *una tantum*, della *reduction gearbox* e del *supporting cone* e, nel caso in cui siano riscontrate a seguito della predetta ispezione determinate criticità, dispone delle azioni correttive.

L'appendice 1 alla EASA AD No 2015-0014 elenca 67 S/N di motori M601 (nelle versioni D, D-1, D-11NZ, E, E-11, E-11A, E21 ed F) per cui la direttiva è applicabile. Tra i motori identificati dai numeri di serie elencati nella appendice 1 della AD non figura, però, il motore installato sul velivolo incidentato, ovvero il motore M601 D con S/N 934001.

Durante l'inchiesta è sorto il dubbio che il *risk assessment* effettuato dal costruttore del motore per la individuazione dei S/N oggetto dell'ASB No M601D/44 non fosse stato sufficientemente cautelativo, dal momento che le evidenze emergenti portavano a ritenere che l'origine del malfunzionamento del motore del velivolo HA-YDJ fosse assimilabile alla problematica citata nell'ASB in questione. Al riguardo, il costruttore del motore, interpellato dall'ANSV, ha precisato che l'ASB in questione (e conseguentemente l'EASA AD) si riferiva, in realtà, ad una situazione differente rispetto a quella sulla quale l'ANSV stava focalizzando la propria attenzione, riguardando, infatti, motori con allestimenti di *quill shaft* con molte ore e *PT shaft* nuove, dove la criticità si identificava con la rottura a fatica del *quill shaft*, ancorché gli esiti finali (cioè blocco del motore) fossero gli stessi.

Più mirato ed attinente al caso di specie è risultato l'ASB No M601D-72-00-00-0053 "*Outlet System Hardware Replacement*", emesso dalla GEAC in data 27 febbraio 2017, il quale prevede che i motori della serie M601 e H, in occasione della *overhaul* o *shop visit* in cui venga disassemblata la *power turbine*, debbano essere sottoposti alla sostituzione di alcuni particolari (tra i quali, *containment ring*, *insulation cover*, *supporting cone*): ciò al fine di installare componenti analoghi con migliore design e di incrementare la lubrificazione dell'accoppiamento *quill shaft/PT shaft*. Lo scopo dell'ASB, in particolare, è dato dal fatto che «Either a Quill or PT Shaft spline failure can cause a loss of power transfer between Power Turbine Rotor and Reduction Gearbox resulting in a total power loss. Potentially the Power Turbine Rotor may overspeed, possibly leading a non-containment of PT blades».

Le predette modifiche sono state pertanto introdotte «to reduce wear/failure of the Power Turbine/Quill shaft Spline joint and prevent non-containment in the event of a overspeed event».

2.2.2. Vita e *airworthiness* del motore

Il contratto sottoscritto tra la Jet-Stream Kft (*aircraft operator* e CAMO) e la Area Delta 47 asd (utilizzatore) prevedeva che quest'ultima notificasse, con cadenza settimanale, entro ogni lunedì, l'attività volata alla medesima Jet-Stream Kft, in Ungheria.

In realtà, dall'agosto 2014 sino all'agosto 2015, tale notifica è avvenuta con un resoconto, su base mensile, inviato, via posta elettronica, dall'utilizzatore. L'*aircraft operator*/CAMO, sulla base delle informazioni ricevute, aggiornava mensilmente un file *Excel*, con il quale venivano monitorate le scadenze.

La inadeguatezza dei dati documentali relativi al velivolo incidentato, derivanti da una inadeguata gestione della documentazione stessa, non ha permesso all'ANSV di ricostruire, in maniera puntuale, quanto sia stato effettivamente utilizzato l'HA-YDJ, così da poter valutare la reale *airworthiness* del motore installato sullo stesso.

In tale contesto, al fine di colmare le criticità riscontrate a livello documentale, sono stati esaminati, sempre al fine da ricostruire l'effettivo impiego dell'HA-YDJ, gli stralci volo trasmessi, con cadenza annuale, dall'Aero Club di Casale Monferrato all'ENAC, limitatamente agli anni 2014 e 2015.

Al fine di ottenere una stima di massima relativa al numero di avviamenti, si è proceduto a conteggiare i giorni di attività di volo, mese per mese, da agosto 2014 ad agosto 2015, considerando almeno un avviamento per ogni giorno di attività.

Sono poi stati analizzati gli orari di decollo e di atterraggio: considerando che risulta altamente improbabile che il velivolo venga mantenuto in moto per tempi di attesa superiori ai 30 minuti, si sono conteggiati, conservativamente, tutti i voli il cui decollo sia avvenuto non meno di 40 minuti dopo il precedente atterraggio. Nel caso di avvenuto decollo entro i 40 minuti dal precedente atterraggio, la messa in moto non è stata conteggiata nella trascrizione degli orari.

In base ai criteri, conservativi, sopra esposti, sono risultati 285 avviamenti effettuati nel periodo compreso tra agosto 2014 e agosto 2015, a fronte di 115 avviamenti riportati dall'utilizzatore nel medesimo periodo. Tra le discrepanze più evidenti, oltre alla differenza sul numero complessivo degli avviamenti, è emerso che nel mese di marzo 2015 erano stati dichiarati 8 avviamenti, a fronte di 9 giornate di volo che risulterebbero dagli stralci volo in

possesso dell'ENAC. Dall'analisi di questi ultimi relativi al mese citato risulterebbero, con i criteri di stima esplicitati, 30 avviamenti, a fronte degli 8 dichiarati.

Aggiungendo l'attività effettuata presso altro utilizzatore riportata nell'*Engine Log Book* (47 avviamenti) si otterrebbe un totale di 332 avviamenti (contro il totale di 179 avviamenti riportati nell'*Engine Log Book*).

È da precisare, infine, che è stata notata anche una discrepanza tra i dati comunicati dall'utilizzatore all'*aircraft operator/CAMO*: il numero degli avviamenti comunicati ammonta infatti complessivamente a 162, rispetto ai 179 riportati nell'*Engine Log Book*. In merito è ipotizzabile che all'origine della discrepanza rilevata vi sia un errore di calcolo, a seguito di una iniziale errata interpretazione tra valori parziali e totali progressivi, come sembrerebbe evidente comparando *Engine Log Book* e *Compliance Report*.

In base al dato stimato risultante dall'analisi della documentazione acquisita presso l'ENAC ed applicando la formula per il calcolo dei cicli equivalenti⁶ risulterebbe che il motore, al momento dell'incidente, avesse totalizzato 712,92 cicli, superando conseguentemente il limite previsto di 672.

Dalla analisi della documentazione in formato elettronico in possesso dell'*aircraft operator/CAMO* risulta, al mese di agosto 2015, un totale di 589,99 cicli equivalenti dalla ultima *shop revision*, dato ricavato dal computo dei 179 avviamenti e 742 decolli. Tale valore è il risultato di un calcolo effettuato dal medesimo *aircraft operator/CAMO* considerando il valore di $N_p = 0$. Tale calcolo non risulta però conforme a quanto indicato sulla manualistica tecnica in condizioni in cui non venga tenuto, nel corso dell'attività operativa, il conteggio dell' N_p . Il risultato è quindi conseguenza della seguente equazione:

$$N_e = [179 + 0,73 \cdot (742 - 179 - 0) + 0,95 \cdot 0] \cdot 1 = 588,99.$$

La ragione per cui il numero di N_p nei calcoli effettuati sia stato considerato uguale a zero dall'*aircraft operator/CAMO*, è stato da quest'ultimo motivato con il fatto che sarebbe stato in essere un accordo informale tra lo stesso *aircraft operator/CAMO* e l'utilizzatore in virtù del quale sarebbe stato indicato ai piloti di non utilizzare “*ground idling with feathered props*”, dal momento che il motore aveva un limitato numero di cicli disponibili.

Tale modalità di calcolo non è però conforme con quanto prescritto dal *Manuale di manutenzione*. Inoltre, l'impiego del velivolo senza che sia stato mai applicato “*ground idling with feathered props*” parrebbe poco realistico.

⁶ $N_e = [332 + 0,73 \cdot (742 - 332 - 371) + 0,95 \cdot 371] \cdot 1.$

Riassumendo quanto sopra esposto, con riferimento al TBO del motore ed in particolare al calcolo dei cicli equivalenti, dalla analisi dei dati disponibili e dalla interpretazione della documentazione applicabile sono emersi i tre seguenti possibili scenari.

- 1° scenario: considerando i dati riportati nell'*Engine Log Book* ed applicando quanto indicato nell'*Engine Maintenance Manual*, il numero di cicli equivalenti, al momento dell'incidente, risulterebbe essere pari a 671,6, contro i 672 disponibili.
- 2° scenario: considerando i dati riportati nell'*Engine Log Book* ed applicando quanto indicato nell'*Engine Maintenance Manual*, considerando però il valore di N_p uguale a zero, il numero di cicli equivalenti, al momento dell'incidente, risulterebbe essere pari a 588,99, contro i 672 disponibili.
- 3° scenario: considerando i dati ricavati dagli stralci volo acquisiti presso l'ENAC ed applicando quanto indicato nell'*Engine Maintenance Manual*, il numero di cicli equivalenti, al momento dell'incidente, risulterebbe essere pari a 712,92, cicli contro i 672 disponibili.

Degli scenari sopra presentati, si ritiene che il 1° ed il 2° siano scarsamente attendibili, non avendo trovato riscontro negli stralci volo acquisiti presso l'ENAC. In aggiunta, va detto che il 2° scenario si basa sull'applicazione della formula con un valore di N_p pari a zero: nonostante la citata disposizione informale che sarebbe stata data ai piloti, risulta ragionevolmente difficile pensare che dal marzo 2013 all'agosto 2015 non sia stato mai applicato "*ground idling with feathered props*". Tale pratica non è in accordo con la manualistica di riferimento.

Si ritiene che il dato ricavato dal 3° scenario sia quello che, con maggior grado di approssimazione, si avvicini al dato reale, in assenza di un dato preciso di N_p . Si ritiene pertanto verosimile che, al momento dell'incidente, il motore avesse superato il numero di cicli equivalenti a disposizione.

In sostanza, dall'esame della documentazione acquisita sarebbe emerso che il sistema di controllo dell'attività dell'aeromobile non era sufficientemente scrupoloso.

2.3. FATTORE ORGANIZZATIVO

2.3.1. Operabilità in Italia del velivolo HA-YDJ

Dalle evidenze acquisite dall'ANSV è emerso che il velivolo coinvolto nell'incidente, in possesso di un certificato di navigabilità non conforme al modello standard ICAO, operasse

stabilmente in Italia, sull'aeroporto di Casale Monferrato, sin dall'agosto del 2014, non limitandosi, quindi, ad effettuare meri sorvoli e scali sul territorio nazionale.

Allo stesso velivolo, conseguentemente, non parrebbe applicabile quanto contemplato dal regolamento ENAC (ed. 2 del 22.9.2014⁷) "*Navigazione di aeromobili il cui certificato di navigabilità non è conforme al modello standard ICAO*" (la cui applicazione è stata chiarita con la circolare ENAC NAV-74A "*Sorvolo e scalo sul territorio nazionale di aeromobili il cui certificato di navigabilità non è conforme al modello standard ICAO*", ed. 30.12.2014), il quale, come già precisato, stabilisce che gli aeromobili immatricolati in un paese della Comunità europea, Svizzera, Norvegia e Islanda, che rientrino nelle previsioni del regolamento CE n. 216/2008, Allegato II, lettere da *a* a *d*, siano ammessi alle operazioni di "sorvolo e scalo" sul territorio nazionale *senza la preventiva autorizzazione dell'ENAC* stesso, purché siano rispettate determinate condizioni, tra cui la seguente: non effettuino attività di trasporto pubblico, lavoro aereo e scuola (art. 3, comma 1, lettera *g*).

Conseguentemente, alla luce di quanto sopra, l'HA-YDJ avrebbe dovuto avere una preventiva autorizzazione da parte dell'ENAC (di cui l'ANSV non ha rinvenuto traccia), in virtù di quanto precisato nel certificato di navigabilità.

In tale contesto pare inoltre opportuno rilevare che la documentazione tecnica relativa al velivolo in questione presentava incongruenze e criticità, sollevando non pochi dubbi sulla esistenza di una adeguata sorveglianza tecnica a livello locale e periferico.

In sostanza, in virtù di quanto sopra rappresentato, si può ragionevolmente ritenere che il velivolo in questione non fosse nelle condizioni per operare stabilmente in Italia per effettuare l'attività di lancio paracadutisti.

2.3.2. Attività di paracadutismo

Da rilevare, infine, che la modalità con cui veniva regolamentata l'attività di volo per il lancio paracadutisti, con particolare riferimento alle scuole di paracadutismo (cui non era richiesto un COLA ed a cui non era richiesto di specificare tipi e marche di aeromobili utilizzati), non permettesse, di fatto, il controllo e la sorveglianza, da parte della autorità nazionale, sui velivoli impiegati specificamente per tale tipologia di attività, fatta eccezione per le pochissime organizzazioni detentrici appunto di COLA che effettuavano lo stesso tipo di attività di volo per lancio paracadutisti.

⁷ In data 4.7.2017 è stata approvata l'edizione 3 del regolamento in questione.

Si ritiene, al riguardo, che l'attività degli aeromobili impiegati per il lancio paracadutisti debba essere effettuata in un contesto organizzato, che garantisca un adeguato grado di sorveglianza tecnica, alla pari di quanto avviene per i detentori di COLA o per le ATO.

Proprio in relazione a quanto testé affermato, pare anche opportuno rilevare, in questa sede, che, dai calcoli effettuati secondo le indicazioni dell'AFM (peso del paracadutista pari a 90 kg), è risultato che il velivolo, nella configurazione al momento dell'incidente, avesse un CG posizionato al di fuori di quanto consentito dallo stesso AFM. Al riguardo, va ricordato che il pilota ha effettuato il computo del centraggio in base ad una tabella precompilata utilizzata presso la scuola di paracadutismo, che considerava pesi variabili dei paracadutisti (90 kg per il paracadutista seduto al posto 1; 80 kg per i paracadutisti seduti, rispettivamente, ai posti 2, 3, 5, 8 e 10; 85 kg per i paracadutisti seduti, rispettivamente, ai posti 4 e 9; 75 kg per i paracadutisti seduti, rispettivamente, ai posti 6 e 7; 75 kg per il pilota). La tabella in questione fornisce un valore di CG di 1,677 m, pari a MAC% di 48,83, quindi, teoricamente, entro il limite previsto dall'AFM.

Non considerando praticabile determinare prima di ogni decollo il dato preciso del peso di ogni singolo paracadutista con relativa attrezzatura, si ritiene che il peso indicato dall'AFM di 90 kg a paracadutista sia un valore maggiormente conservativo per l'effettuazione dei calcoli, tenendo a mente, per esempio, che il peso del solo paracadute e relativa imbragatura impiegata per il lancio tandem è di circa 28 kg, a cui va aggiunto il peso dei vestiti e del resto della attrezzatura. Si ritiene, tuttavia, che il posizionamento del CG al di fuori dei limiti consentiti non abbia influito sulla dinamica dell'incidente.

2.4. SOPRAVVIVENZA

In considerazione della tipologia di lesioni riportate dagli occupanti dell'aeromobile a seguito dell'incidente, principalmente a carico della regione toraco/addominale, 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 dalla assenza di cinture di sicurezza o di idonei sistemi di ritenzione.

Durante il sopralluogo operativo effettuato dall'ANSV, a bordo del velivolo non venivano infatti rinvenute cinture di sicurezza per i paracadutisti.

Al riguardo, pare opportuno ricordare che, in Italia, il *Regolamento tecnico* dell'ENAC, al titolo terzo, capitolo C “*Equipaggiamenti e requisiti operativi per velivoli*”, prevede che debbano essere installati e disponibili dei dispositivi di sicurezza per ciascuna persona imbarcata. Non si rintracciano, nella testé citata normativa, esenzioni per gli aeromobili adibiti al trasporto ed al lancio di paracadutisti. Tale *Regolamento*, però, risulterebbe applicabile soltanto agli aeromobili immatricolati in Italia.

Anche nell'AFM SMG-92, capitolo 9 “*Special Operation: Parachutist Dropping*”, alla voce “*Pre-flight preparation*” è comunque precisato che «safety belt or equivalent safety cable restraint is available for each parachutist».

In merito alla problematica in questione, l'ANSV rileva che, nel 2015, l'omologa autorità investigativa irlandese indirizzava, all'EASA, la seguente raccomandazione di sicurezza (n. IRLD2015012): «The European Aviation Safety Agency should conduct a safety study in relation to the most effective method of occupant restraint in aircraft engaged in parachute operations and consider whether the applicable EU Regulations and Certification Specifications adequately address the safety restraint of parachutists.».

L'EASA replicava come segue: «The technical installation of restraints systems are addressed in the Certification Specifications CS-23 supplemented by special condition “Use of aeroplanes for parachuting activities” (Doc.No.SC-023-div-01). EASA is investigating whether such requirements are sufficient to determine the most effective restraint system for parachute operations, or whether further requirements, and ultimately research activities, are necessary.».

Lo stato di tale raccomandazione, alla data di pubblicazione della presente relazione, è “Open”.

Alla luce delle evidenze acquisite in corso di inchiesta e delle ulteriori informazioni acquisite in merito a livello nazionale, è risultato che normalmente la previsione di cinture di sicurezza per tutti i paracadutisti presenti a bordo venga disattesa: questa situazione è agevolata da molteplici fattori, tra cui, ad esempio, i seguenti:

- l'inosservanza di quanto previsto in materia dall'AFM (si veda, appunto, quanto contemplato, ad esempio, dall'AFM del SMG-92);

- l'inesistenza, favorita anche dalle criticità esistenti a livello normativo, di una adeguata sorveglianza istituzionale sugli operatori stranieri e sui piloti che operino, in Italia, aeromobili destinati al lancio di paracadutisti.

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

- Le condizioni meteorologiche non presentavano criticità.
- Il pilota era in possesso dei necessari titoli aeronautici.
- A bordo dell'aeromobile vi erano il pilota e dieci paracadutisti, tra cui 3 passeggeri tandem; gli occupanti hanno riportato lesioni, alcune anche gravi.
- Il velivolo, di marche ungheresi e di proprietà di una persona fisica di nazionalità svizzera, era gestito e mantenuto da un *aircraft operator*/CAMO ungherese e noleggiato a una scuola di paracadutismo italiana con base sull'aeroporto di Casale Monferrato.
- L'aeromobile non era in possesso di certificato di navigabilità standard ICAO, ma deteneva un *airworthiness certificate* rilasciato dalla competente autorità aeronautica ungherese ai sensi del regolamento CE n. 216/2008, articolo 4(4), Allegato II.
- Il velivolo era stato sottoposto a manutenzione da personale tecnico dell'*aircraft operator*/CAMO (ispezione 800h e rettifica di problematiche minori) a Casale Monferrato nella stessa settimana dell'incidente.
- Il velivolo HA-YDJ è stato utilizzato dalla Area Delta 47 asd dall'agosto 2014 alla data dell'incidente. Precedentemente, nel periodo compreso tra il maggio ed il settembre 2013, aveva operato per un totale di 18h 43' minuti.
- Il motore con cui il velivolo era equipaggiato aveva operato sul velivolo marche HA-YDJ dal maggio 2013 alla data dell'incidente.
- L'utilizzatore (Area Delta 47 asd) non aveva la disponibilità dell'ATL; il riassunto delle ore effettuate, degli atterraggi e degli avviamenti veniva rendicontato dallo stesso utilizzatore all'*aircraft operator*/CAMO mensilmente, con un modulo denominato *Compliance Report*.
- Tra l'*aircraft operator*/CAMO e l'utilizzatore era stato stipulato un contratto per la manutenzione. Tale contratto prevedeva una rendicontazione settimanale del volato.

- L'ATL e l'*Engine Log Book*, alla data dell'incidente non erano compilati con riferimento al periodo marzo 2013 agosto 2015.
- Il velivolo è precipitato in fase di decollo per RWY 18 dell'aeroporto di Casale Monferrato, nel corso del 13° volo della giornata.
- Il pilota ha riportato che, dopo l'involo, ad una quota di circa 90 piedi AGL e ad una velocità intorno agli 80 nodi, percepiva un rumore sordo simile ad un botto, l'uscita di fumo dal vano motore, la totale perdita di potenza; l'aereo, conseguentemente, iniziava a decelerare e a perdere quota.
- La decisione di proseguire dritto si è rivelata, per il pilota, l'unica soluzione possibile.
- I paracadutisti non erano assicurati con cinture di sicurezza.
- L'investigazione sul motore è stata condotta in due fasi: la prima presso il costruttore GEAC a Praga con il completo *tear down* del motore e contestualmente presso l'AVIA Propeller per l'investigazione sul gruppo elica; la seconda, a Torino Caselle, presso i laboratori di Finmeccanica Aircraft Division (oggi Leonardo), con l'analisi dei particolari prelevati a seguito del *tear down*.
- Il *tear down* del motore ha permesso di determinare che la causa del malfunzionamento del motore è attribuibile alla perdita di connessione tra il *quill shaft* e il *PT shaft*.
- La perdita di connessione è stata causata dalla usura del millerighe (*spline*) del *quill shaft*, con perdita della connessione e la interruzione del trasferimento di potenza dalla turbina di potenza verso l'elica.
- La citata usura riscontrata è stata verosimilmente causata da un disallineamento tra *PT shaft* e *quill shaft*.
- Dagli ulteriori accertamenti sui particolari prelevati non sono emersi inneschi di rottura a fatica.
- La causa dell'usura dello *spline* determinata da tale disallineamento non è parsa essere stata considerata come possibile *failure mode* dal costruttore fino al momento dell'evento.
- La GEAC e l'EASA, rispettivamente con un ASB e con una AD, avevano disposto, in seguito a due eventi occorsi su motori M601 (con conseguenze simili, ma *failure mode* differente) dei controlli, limitati ad alcuni S/N, finalizzati a verificare il corretto allineamento tra la *reduction gearbox* ed il *supporting cone*. La GEAC, in particolare, aveva individuato 67 motori a cui applicare il citato ASB in base ad uno studio mirato con *risk assessment* relativo alla *failure* del *quill shaft*. Il criterio comunicato dal costruttore per l'identificazione dei motori oggetto dell'ASB era riferito a motori che

accoppiavano *quill shaft* che avevano accumulato ingente numero di ore con *PT shaft* nuove. Tra i motori identificati dai S/N elencati nella appendice della EASA AD non figurava il motore installato sul velivolo incidentato, in quanto non rientrante tra i criteri su indicati.

- Il numero dei cicli equivalenti per la determinazione del TBO del motore, calcolato sui dati riportati nell'*Engine Log Book* ed applicando la formula riportata sulla documentazione di interesse, risulterebbe, all'atto dell'incidente, pari a 671,6, a fronte di 672 cicli disponibili. In base a tali criteri il motore avrebbe raggiunto la scadenza per la *overhaul* immediatamente dopo l'incidente.
- Dagli stralci volo acquisiti presso l'ENAC relativi all'attività di volo effettuata dall'HA-YDJ nel periodo di interesse sull'aeroporto di Casale Monferrato è emersa una situazione incongruente riferita ai dati riportati nel *Compliance Report* dell'utilizzatore, di 9 giornate di volo a fronte di 8 avviamenti riportati (marzo 2015).
- Il calcolo degli avviamenti è stato rivisto con una stima basata sull'analisi del numero dei voli e degli orari di atterraggio e successivo decollo riportati sugli stralci volo acquisiti presso l'ENAC. Il numero di avviamenti stimati in fase di investigazione si attesterebbe intorno a circa 285, effettuati nel periodo compreso tra agosto 2014 e agosto 2015, a fronte di 115 avviamenti riportati dall'utilizzatore con i *Compliance Report* nel medesimo periodo. In base al valore ricavato e dalla applicazione della formula per il computo dei cicli equivalenti riportata dal *Manuale di manutenzione* del motore, risulterebbe che quest'ultimo, al momento dell'incidente, avesse superato il limite massimo di 672 cicli disponibili prima della *overhaul*.
- Il certificato di navigabilità del velivolo incidentato specifica che il velivolo rientra nella fattispecie degli aeromobili di cui all'Allegato II del regolamento CE n. 216/2008. Tale certificato specifica, altresì, che lo stesso è valido anche fuori dai confini dello Stato che lo ha rilasciato (Ungheria), purché sia stata rilasciata una specifica approvazione da parte della autorità aeronautica dello Stato dove si intenda operare. Il regolamento ENAC "*Navigazione di aeromobili il cui certificato di navigabilità non è conforme al modello standard ICAO*" stabilisce che gli aeromobili immatricolati in un paese della Comunità europea, Svizzera, Norvegia e Islanda, che rientrino nelle previsioni del citato regolamento CE n. 216/2008, Allegato II, siano ammessi alle operazioni di "sorvolo e scalo" sul territorio nazionale *senza la preventiva autorizzazione dell'ENAC* stesso, purché siano rispettate determinate condizioni, tra cui la seguente: non effettuino attività di trasporto pubblico, lavoro aereo e scuola.

- L'attività per cui era impiegato il velivolo HA-YDJ non poteva essere assimilata a "sorvolo e scalo" sul territorio nazionale, bensì ad utilizzo continuativo sul territorio nazionale.
- Ai sensi della normativa vigente alla data dell'incidente la scuola di paracadutismo non deteneva un COLA. La scuola era autorizzata, in virtù di specifica autorizzazione rilasciata dall'ENAC, ad operare con aeromobile idoneo al lancio paracadutisti, disponibile in proprietà, esercizio, locazione o noleggio.

3.2. CAUSE

L'aeromobile è precipitato al suolo per una avaria al motore in fase di decollo, causata dalla perdita di connessione nel modulo di potenza tra *quill shaft* e *PT shaft*.

Hanno contribuito alla genesi e allo sviluppo dell'evento:

- un sistema di controllo dell'attività dell'aeromobile da parte dell'*aircraft operator/CAMO* non sufficientemente scrupoloso;
- la segnalazione imprecisa, non tempestiva e non corretta, da parte dell'utilizzatore dell'aeromobile, di parametri critici per il monitoraggio della vita del motore;
- una regolamentazione nazionale, vigente all'epoca dei fatti, relativa all'attività di volo per lancio di paracadutisti, che non prevedeva, di fatto, una adeguata sorveglianza tecnica da parte della autorità aeronautica sugli aeromobili impiegati in tale attività;
- l'assenza di adeguati dispositivi di ritenzione e sicurezza per i paracadutisti a bordo del velivolo.

CAPITOLO IV

RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA

4. RACCOMANDAZIONI

In corso d'inchiesta l'ANSV ha emanato le raccomandazioni di sicurezza riportate nell'Allegato "A" alla presente relazione. Nello stesso Allegato è riportato il riscontro dato dall'EASA alle citate raccomandazioni di sicurezza.

Ad integrazione delle citate raccomandazioni di sicurezza, l'ANSV ritiene opportuno emanare anche le seguenti.

4.1. RACCOMANDAZIONE ANSV-12/2354-15/3/A/17

Tipo della raccomandazione: - .

Motivazione: Alla luce di quanto emerso nel corso dell'indagine si ritiene necessario garantire maggiori livelli di sicurezza in relazione alla sorveglianza tecnica di velivoli immatricolati all'estero, non in possesso di un certificato di navigabilità standard ICAO ed impiegati sul territorio nazionale.

Destinatario: ENAC.

Testo: l'ANSV raccomanda ad ENAC di provvedere ad emanare, a livello nazionale, idonea normativa che disciplini l'utilizzo, in modo continuativo sul territorio nazionale, di aeromobili stranieri ricompresi nell'Allegato II al regolamento CE n. 216/2008; in alternativa, si raccomanda di vigilare sulla effettiva ottemperanza, da parte degli operatori, alle regolamentazioni vigenti, che, allo stato attuale, non prevedono la possibilità di svolgere attività continuativa sul territorio nazionale con tali aeromobili.

4.2. RACCOMANDAZIONE ANSV-13/2354-15/4/A/17

Tipo della raccomandazione: - .

Motivazione: a seguito dell'incidente agli occupanti sono stati diagnosticati traumi principalmente a carico della regione toracico/addominale e del capo, in ragione del fatto che, nell'impatto al suolo, i corpi degli stessi

hanno violentemente urtato gli uni contro gli altri o sono stati proiettati contro le strutture dell'aeromobile. In considerazione del fatto che l'area del velivolo dove sedevano i paracadutisti non ha subito deformazioni significative a seguito dell'impatto, mantenendo l'integrità strutturale, è presumibile che le lesioni siano state aggravate dalla assenza di cinture di sicurezza o di idonei sistemi di ritenzione. Infatti, nel corso del sopralluogo operativo effettuato dall'ANSV, si è potuto appurare l'inesistenza di cinture di sicurezza per tutti gli occupanti.

Al riguardo, pare opportuno ricordare che, in Italia, il *Regolamento tecnico* dell'ENAC, al titolo terzo, capitolo C "*Equipaggiamenti e requisiti operativi per velivoli*", prevede che debbano essere installati e disponibili dei dispositivi di sicurezza per ciascuna persona imbarcata. Non si rintracciano, nella testé citata normativa, esenzioni per gli aeromobili adibiti al trasporto ed al lancio di paracadutisti. Tale *Regolamento*, però, risulterebbe applicabile soltanto agli aeromobili immatricolati in Italia. Anche nell'AFM SMG-92, capitolo 9 "*Special Operation: Parachutist Dropping*", alla voce "*Pre-flight preparation*" è comunque precisato che «safety belt or equivalent safety cable restraint is available for each parachutist».

Nel 2015, l'omologa autorità investigativa irlandese indirizzava, all'EASA, la seguente raccomandazione di sicurezza (n. IRLD2015012): «The European Aviation Safety Agency should conduct a safety study in relation to the most effective method of occupant restraint in aircraft engaged in parachute operations and consider whether the applicable EU Regulations and Certification Specifications adequately address the safety restraint of parachutists.». Lo stato della raccomandazione di sicurezza è ancora "Open".

Destinatario:

ENAC.

Testo:

L'ANSV raccomanda all'ENAC nelle more dell'implementazione di una normativa UE in materia, di fare chiarezza sulla obbligatorietà dell'impiego delle cinture sugli aeromobili impiegati sul territorio nazionale italiano per l'attività di lancio paracadutisti,

indipendentemente dallo Stato di immatricolazione dell'aeromobile o di residenza dell'operatore.

ELENCO ALLEGATI

ALLEGATO “A”: raccomandazioni di sicurezza emanate dall’ANSV e riscontri dati dall’EASA.

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.

RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA

Oggetto: incidente occorso in data 29 agosto 2015, in località Casale Monferrato, all'aeromobile SMG-92 Turbo Finist marche di identificazione HA-YDJ.

1. PREMESSA.

L'incidente è occorso in data 29 agosto 2015, alle ore 12.00 UTC (14.00 ora locale), nelle immediate vicinanze dell'aeroporto di Casale Monferrato, all'aeromobile di tipo SMG-92 Turbo Finist marche di identificazione HA-YDJ, con 11 persone a bordo (1 pilota e 10 paracadutisti).

Il velivolo, subito dopo il decollo, nella fase di salita iniziale, ancora all'interno del perimetro dell'aeroporto e su prua pista, perdeva quota e precipitava in un fossato appena fuori della recinzione aeroportuale. Gli occupanti riportavano lesioni gravi.



Foto 1: il velivolo HA-YDJ sul luogo dell'incidente.

Il pilota, pochi istanti dopo l'involo, ad una altezza stimata nell'ordine di circa 90 piedi e ad una velocità di circa 80 nodi, udiva un rumore sordo, proveniente dal motore, seguito da fuoriuscita di fumo dal vano motore. Il pilota percepiva una totale perdita di potenza. L'aereo iniziava a decelerare e a perdere quota, sfondava la rete di recinzione aeroportuale ed impattava il bordo di un canale. Le evidenze risultanti dal contatto dell'elica con il suolo indicano una assenza di rotazione della medesima.

Il velivolo era equipaggiato con un propulsore Walter M601D (S/N 934001) prodotto dalla GE Aviation Czech (GEAC) di Praga (Repubblica Ceca), originariamente denominata Walter Engines.



Foto 2: l'elica con danni compatibili con un regime di rotazione nullo.

Ancorché l'inchiesta di sicurezza sia ancora in corso, l'attività di investigazione condotta dall'ANSV presso il predetto costruttore del motore ha già consentito di individuare l'origine del malfunzionamento del motore in questione. Approfondimenti sono in corso per definire i fattori che possano aver contribuito all'innescò del malfunzionamento. In tale contesto si stanno peraltro esaminando alcune discrepanze emerse dall'esame della documentazione relativa al propulsore.

2. STORIA DEL MOTORE M601D S/N 934001.

Il motore è stato costruito il 17 dicembre 1993 con S/N 934001Z (dove la lettera “Z” indica la configurazione per lavoro agricolo).

Dopo 35 ore di volo e 140 cicli il motore è stato sottoposto alla prima *shop revision* ed è stato ricostruito con S/N 934001D-2 (dove il gruppo alfanumerico “D-2” indica la configurazione predisposta per velivolo bimotore).

Dopo la predetta *shop revision*, il motore è stato rilasciato per le operazioni in data 27 maggio 2003, con 1465 ore di volo, 4360 cicli e 5 anni di funzionamento disponibili prima della successiva *shop revision*. Nella nuova configurazione D-2 il motore non è stato però utilizzato, per cui è stato ricostruito con il S/N 934001D (dove la lettera “D” indica la configurazione per velivolo monomotore) e rilasciato per le operazioni il 12 maggio 2004, con 1800 ore di volo, 2250 cicli e 5 anni disponibili prima della successiva *shop revision*.

Inviato presso il costruttore per la seconda *shop revision*, con 589 ore di volo e 1578 cicli effettuati, il motore veniva rilasciato per le operazioni il 22 marzo 2013, con 1211 ore, 672 cicli e 5 anni disponibili prima della successiva *shop revision*.

Il motore ha quindi operato sul velivolo marche HA-YDJ dal maggio 2013 al settembre 2013 e dall'agosto 2014 fino alla data dell'incidente.

In ragione di alcune discrepanze emerse dall'esame della documentazione relativa al motore, non è ancora stato possibile confermare, con precisione, il numero effettivo di ore e cicli di funzionamento del motore alla data dell'incidente. Dalla preliminare analisi dei dati disponibili e del libretto del motore (*Engine Logbook*) risulterebbe che il motore, con i dati riferiti al mese di agosto 2015, fosse comunque prossimo al *Time Between Overhaul* (TBO) in considerazione del

raggiungimento dei cicli di funzionamento equivalenti. Le citate discrepanze, come già precisato, sono in corso di approfondimento da parte dell'ANSV.

I. CERTIFICATE OF THE QUALITY AND COMPLETENESS

Designation and model of the product: Motor WALTER M601 D S/N: 934001

Symbol of the weather-proof class: W27

The engine was repaired per valid production documentation of the approved model, tested and accepted per obligatory technical documentation. The engine complies with the documentation and is airworthy if stored, maintained and operated per appropriate documentation with the following operation limits:

No. of hrs within TBO 1211 No. of equivalent cycles within TBO (Neh) 672 Calendar TBO 5 years¹

¹ On the basis of the inspection after 5 and 7 years per bulletin No. M601B/15b, M601D/17b, M601D-1/5b, M601E/17b, M601F-11/4b, M601F-21/5b, M601F/4b, M601F-22/2b, M601F-32/3b, M601T/5b, M601Z/19b the calendar TBO can be extended up to max. 8 years

The engine is fitted with (delete which is not applicable):

all appliances	Maintenance Manual (per CSST)	Operation Manual
set of spare parts	Maintenance Manual	
set of tools	Installation Manual	

The engine was preserved for 3 months (i.e. till) 18.6.2015

Commercial warranty is specified by the Contract No. 0934001B-01

GE AVIATION CZECH s.r.o.

Foto 3: Engine Logbook, pag. 20.

3. INVESTIGAZIONE SUL MOTORE M601D S/N 934001.

L'analisi del motore – svolta sotto la diretta supervisione dell'ANSV dal 30 novembre al 3 dicembre 2015 presso la GEAC, a Praga – ha permesso di determinare, così come anche evidenziato nell' *Investigation Report* della stessa GEAC, che, a determinare il malfunzionamento del motore, è stata la separazione del *quill shaft* dall'albero della turbina di potenza (*power turbine shaft* o *PT shaft*). Conseguentemente, si è verificata l'*overspeed* della turbina di potenza, con rilascio di palette. L'analisi della turbina generatrice di gas (*gas generator turbine*) non ha evidenziato anomalie o indizi di malfunzionamento.

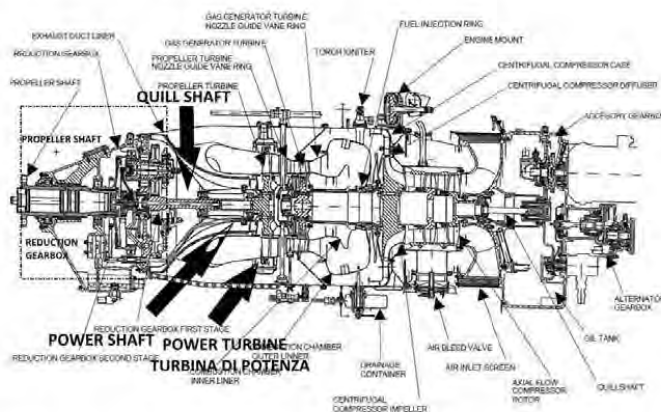


Figura 1: motore M601D con evidenziati dalle frecce il *PT shaft* ed il *quill shaft* all'interno del *supporting cone*, tra *power turbine* e *reduction gearbox*.

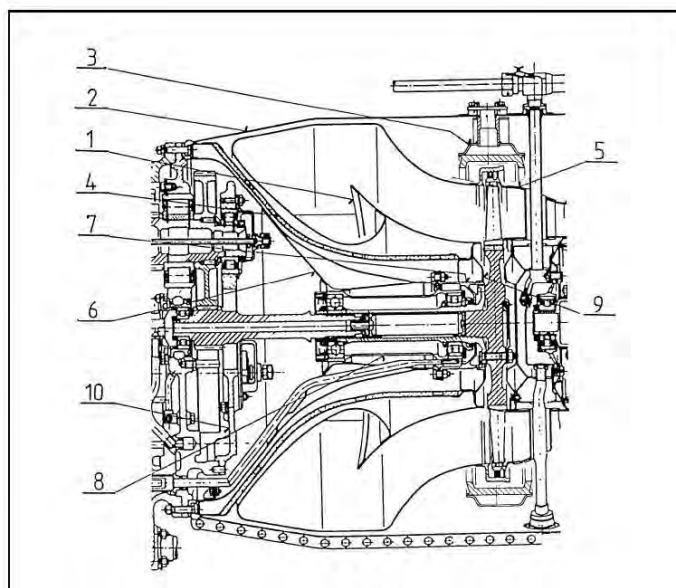


Figura 2: il *PT shaft* ed il *quill shaft* all'interno del *supporting cone*, tra *power turbine* e *reduction gearbox* (ingrandimento).

L'investigazione ha permesso infatti di riscontrare la separazione del *quill shaft* a livello della scanalatura di giunzione con il *PT shaft*. Una parte del *quill shaft* è rimasta vincolata agli ingranaggi planetari della *reduction gearbox*, mentre una parte è rimasta all'interno del *PT shaft*.



Foto 4: *quill shaft* e *reduction gearbox*.



Foto 5: a sinistra, la *power turbine* separata dal *PT shaft* con parte dello stesso ancora vincolata; a destra, il *supporting cone*, al cui interno è visibile la sezione di *PT shaft* separatasi dalla *power turbine*.



Foto 6: *supporting cone* con deformazione causata dall'impatto.



Foto 7: *power turbine* e frammenti di palette rilasciate in seguito all'*overspeed* causata dalla rottura dell'albero. Particolari del *PT shaft*.

Nel corso dell'attività di *tear down* del motore (e anche durante lo smontaggio dell'elica) si è riscontrata la presenza di sedimenti di particelle di metallo, con depositi anche in zone periferiche (come, appunto, all'interno del regolatore del passo dell'elica, del *magnetic plug* dell'*accessory gearbox* e della *reduction gearbox*): tale presenza non è stata ritenuta riconducibile esclusivamente alle fasi immediatamente precedenti l'accadimento dell'evento in esame, bensì è stata ritenuta indice di un progressivo deterioramento dell'accoppiamento dei due assi.



Foto 8: lo smontaggio del regolatore passo dell'elica ha evidenziato olio con presenza di sedimenti metallici.



Foto 9: presenza di metallo sui tappi magnetici della *reduction gearbox* e della *accessory gearbox*.

Basandosi quindi sulle osservazioni menzionate è stato possibile definire ragionevolmente la seguente sequenza degli eventi, in grado di motivare l’innescò dell’avaria che ha prodotto l’incidente.

- Si è verificato un disallineamento tra disco della turbina di potenza (*PT rotor*) – e quindi dell’albero della turbina di potenza (*PT shaft*) – e *quill shaft*.
- Il disallineamento conseguente tra *quill shaft* e *PT shaft* ha innescato ed accelerato in modo anomalo l’usura della scanalatura (*spline*) di innesto del *quill shaft* all’interno del *PT shaft*.
- La predetta usura ha provocato la perdita della connessione e la interruzione del trasferimento di potenza dalla turbina di potenza verso l’elica.
- Si è generato quindi un superamento dei giri massimi (*overspeed*) del *PT rotor*, con iniziale rilascio di palette dalla turbina di potenza (*PT rotor blade*).
- Il distacco delle palette ha provocato uno sbilanciamento del disco della turbina di potenza (*PT rotor*).
- Il *quill shaft* si è separato.
- Il *PT rotor*, perdendo la connessione, si è spostato indietro contro il *nozzle guide vane ring* (NGVR).
- Il *PT shaft* si è separato dal *PT rotor* a monte del cuscinetto a rulli.

Nel corso dell’inchiesta si è appurato che avarie analoghe a quella in esame si erano già verificate sui motori M601. Infatti, sia la stessa GEAC con un proprio SB (*Service Bulletin*), sia l’EASA (European Aviation Safety Agency) con una specifica AD (*Airworthiness Directive*) avevano disposto, sui motori M601 aventi determinati numeri di serie (S/N), dei controlli finalizzati a verificare il corretto allineamento tra la *reduction gearbox* ed il *supporting cone*.

4. GEAC SERVICE BULLETIN M601D/44 ED EASA AIRWORTHINESS DIRECTIVE No 2015-0014.

Al fine di prevenire il verificarsi della citata problematica, la GEAC, con il SB M601D/44 datato 27.6.2014 e le successive revisioni dello stesso (*revision* 01 del 23.12.2014 e *revision* 02 del 23.1.2015) era intervenuta fornendo istruzioni dettagliate per l’ispezione sui motori M601 aventi determinati numeri di serie.

Successivamente era intervenuta anche l’EASA, con la propria AD No 2015-0014 del 30.1.2015, avente ad oggetto “ATA-72 – Engine – Reduction Gear Box Quill Shaft and Supporting Cone – Inspection” ed applicabile ai motori M601 (delle versioni D, D-1, D-11NZ, E, E-11, E-11A, E21 ed F) prodotti dalla GEAC con numero di serie compreso tra quelli riportati nella appendice 1 della medesima AD, per un totale di 67 motori. La data di entrata in vigore della AD in questione era il 13.2.2015.

L'AD viene motivata con la identificazione di una problematica afferente il non corretto allineamento del *quill shaft* e del *power turbine shaft*, ovvero dei due alberi che trasmettono il moto dalla turbina di potenza alla scatola ingranaggi del riduttore (*reduction gearbox*). Tale disallineamento potrebbe condurre alla rottura del *quill shaft*. La citata condizione, quindi, se non rilevata e corretta, potrebbe generare l'*overspeed* della turbina di potenza e conseguentemente una *uncontained failure* del motore, con possibili danni all'aeromobile, ai suoi occupanti ed a terzi in superficie. L'AD fa peraltro riferimento al già richiamato SB (e successive revisioni) della GEAC.

La EASA AD prescrive, in particolare, una ispezione *una tantum* della *reduction gearbox* e del *supporting cone* e, nel caso in cui siano riscontrate a seguito della predetta ispezione determinate criticità, dispone delle azioni correttive.

Nel dettaglio, le azioni prescritte ed i tempi di attuazione indicati nella AD in questione sono i seguenti.

- Entro 300 ore di volo o 6 mesi dalla data di entrata in vigore della AD, quale delle due circostanze si verifichi per prima, effettuare una ispezione della *reduction gearbox* e del *supporting cone* secondo le istruzioni specificate dal SB GEAC M601D/44 *revision 2*.
- Se nel corso dell'ispezione indicata si riscontri la presenza di cricche sul *quill shaft*, sul *PT shaft* o sul *supporting cone*, oppure se l'usura delle scanalature (*spline*) del *quill shaft* o del *PT shaft* ecceda 0,12 mm, prima del volo successivo si deve procedere ad attuare le azioni correttive previste dal SB GEAC M601D/44 *revision 2*.
- Ispezioni ed azioni correttive, condotte od applicate prima della data di entrata in vigore della citata AD, in accordo al SB GEAC M601D/44 nella edizione originale o nella *revision 1*, sono comunque valide al fine di ottemperare a quanto richiesto dalla citata AD.

L'appendice 1 alla EASA AD No 2015-0014 elenca 67 numeri di serie di motori M601 (nelle versioni D, D-1, D-11NZ, E, E-11, E-11A, E21 ed F) per cui la direttiva è applicabile. Tra i motori identificati dai numeri di serie elencati nella appendice 1 della AD non figura il motore installato sul velivolo incidentato, ovvero il motore M601D con S/N 934001.

L'ANSV ha chiesto delucidazioni sui criteri in base ai quali sarebbero stati individuati soltanto i citati 67 motori da assoggettare all'applicazione dell'AD. Da quanto emerso risulterebbe che sia stato condotto uno studio da parte di GEAC con *risk assessment* relativo alla *failure* del *quill shaft*, che avrebbe appunto portato alla individuazione dei 67 motori in questione.

5. CONSIDERAZIONI RIASSUNTIVE.

Dalla investigazione sul motore è emerso, allo stato attuale dell'inchiesta di sicurezza ANSV, quanto segue.

- In ragione di alcune discrepanze emerse dall'esame della documentazione relativa al motore installato sul velivolo incidentato, non è ancora stato possibile confermare, con precisione, il numero effettivo di ore e cicli di funzionamento del motore alla data dell'incidente. Dalla preliminare analisi dei dati disponibili e del libretto del motore risulterebbe che il motore, con i dati riferiti al mese di agosto 2015, fosse comunque prossimo al TBO in considerazione del raggiungimento dei cicli di funzionamento equivalenti. Le citate discrepanze, come già precisato, sono in corso di approfondimento da parte dell'ANSV.
- Il malfunzionamento del motore è riconducibile alla separazione del *quill shaft* dal *PT shaft*.
- Nel corso dell'inchiesta si è appurato che avarie analoghe a quella in esame si erano già verificate sui motori M601. Infatti, sia la GEAC con il proprio SB M601D/44 del 27.6.2014 (e successive revisioni), sia l'EASA con l'AD No 2015-0014 del 30.1.2015 avevano disposto, sui motori M601 aventi determinati numeri di serie (S/N), dei controlli finalizzati a verificare il corretto allineamento tra la *reduction gearbox* ed il *supporting cone*.
- Il motore installato sul velivolo incidentato non risulta tra i motori a cui è applicabile la predetta EASA AD.

- Nel corso dell'attività di *tear down* del motore (e anche durante lo smontaggio dell'elica) si è riscontrata la presenza di sedimenti di particelle di metallo, con depositi anche in zone periferiche (come, appunto, all'interno del regolatore del passo dell'elica, del *magnetic plug* dell'*accessory gearbox* e della *reduction gearbox*): tale presenza non è stata ritenuta riconducibile esclusivamente alla fasi immediatamente precedenti l'accadimento dell'evento in esame.

A fronte quindi di quanto emerso allo stato attuale dell'inchiesta di sicurezza ed avendo acquisito evidenze sufficienti ad individuare la ragione del malfunzionamento del motore, l'ANSV ritiene opportuno, al fine di prevenire l'insorgenza di altri eventi analoghi, quanto segue.

1. Di estendere la validità della AD menzionata anche ad altri numeri di serie relativi al motore modello M601, non essendo peraltro noti i criteri utilizzati dal costruttore per la definizione del *risk assessment* che ha motivato l'applicazione dell'EASA AD soltanto a 67 motori.
2. Di procedere, in via cautelativa, quanto prima, allo sviluppo di un protocollo finalizzato ad un controllo straordinario di olio, filtri e tappi magnetici, con successiva analisi nel caso di eventuale presenza di metallo, secondo modalità che dovranno essere definite dallo stesso costruttore del motore. Tale controllo sarebbe mirato ad individuare preventivamente l'insorgenza di un eventuale disallineamento ed usura dello *spline* tra il *quill shaft* ed il *PT shaft*.

6. RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA.

Le evidenze acquisite dall'ANSV, che attestano l'esistenza di criticità sotto il profilo della sicurezza del volo in ordine alla aeronavigabilità del motore M601, suggeriscono di formulare le seguenti raccomandazioni, che hanno per motivazione quanto detto in precedenza.

Destinataria: EASA, e per conoscenza ENAC.

Raccomandazione: si raccomanda di estendere l'applicazione della AD No 2015-0014 anche ad altri S/N del motore M601, eventualmente riconsiderando la validità ed i criteri di individuazione dei parametri che sono stati utilizzati nel *risk assessment* che ha definito i S/N ai quali applicare la citata AD. **(raccomandazione ANSV-1/2354-15/1/A/16).**

Destinataria: EASA, e per conoscenza ENAC.

Raccomandazione: si raccomanda di procedere, in via cautelativa, quanto prima, allo sviluppo di un protocollo finalizzato ad un controllo straordinario di olio, filtri e tappi magnetici, con successiva analisi nel caso di eventuale presenza di metallo, secondo modalità che dovranno essere definite dallo stesso costruttore del motore. Tale controllo sarebbe mirato ad individuare preventivamente l'insorgenza di un eventuale disallineamento ed usura dello *spline* tra il *quill shaft* ed il *PT shaft*. **(raccomandazione ANSV-2/2354-15/2/A/16).**



Subject: TECHNOAVIA - SMG92 registered HA-YDJ, on 29/08/2015, at Casale Monferrato - Italy

Reply to Safety Recommendation ITAL-2016-001 received on 28/01/2016

Safety Recommendation:	ANSV raccomanda ad EASA di estendere l'applicazione della AD No 2015-0014 anche ad altri S/N del motore M601, eventualmente riconsiderando la validità ed i criteri di individuazione dei parametri che sono stati utilizzati nel risk assessment che ha definito i S/N ai quali applicare la citata AD. (raccomandazione ANSV-1/2354-15/1/A/16).
Response:	The referenced AD 2015-0014 has been issued for a different failure mode, which is cracking of the quill shaft. The related risk assessment is based on this failure mechanism. Therefore extending the AD to other criteria would not be effective. EASA issued AD 2017-0151 to address the different Failure modes and criteria related to failure of the power turbine or quill shaft splines by mandating a modification of the affected engines and to prohibit installation of pre-mod parts. The modification incorporates improved containment in case of an overspeed event and will reduce the wear and related failure of the power turbine/quill shaft joint. AD 2017-0151 has been published on 18 August, 2017 and is effective from 1 September 2017.
Status:	Closed – Partial agreement

2017(D) 54597



An agency of the European Union

TE.GEN.00101-005

Postal address: Postfach 10 12 53
50452 Cologne, Germany
Visiting address: Konrad-Adenauer-Ufer 3
50668 Cologne, Germany

Tel.: +49 221 89990 4038
E-mail: rachel.daeschler@easa.europa.eu
Web: www.easa.europa.eu
ISO 9001 Certified



Subject: TECHNOAVIA - SMG92 registered HA-YDJ, on 29/08/2015, at Casale Monferrato - Italy

Reply to Safety Recommendation ITAL-2016-002 received on 28/01/2016

Safety Recommendation:	ANSV recommends EASA to proceed as soon as possible as preventive action, in developing of a protocol focused to carry out an extra inspection of oil, oil filters and magnetic plugs, with following analysis if the presence of metal debris is found, through procedures which shall be defined by the engine manufacturer itself. The subject extra inspection would be finalized in identifying in advance possible misalignment and wear of the spline between the quill shaft and the PT shaft.
Response:	From the information available so far, extra inspections of oil, oil filters and magnetic plugs will not prevent future rupture of the quill shaft. Note, the origin of the AD 2015-0014 for the quill shaft was related to a fatigue cracking failure mode, that would not produce debris that would be detected by the above types of inspection procedure.
Status:	Closed – Disagreement

2016(D)51322



An agency of the European Union

TE.GEN.00101-004

Postal address: Postfach 10 12 53,
50452 Cologne, Germany
Visiting address: Ottoplatz 1
50679 Cologne, Germany

Tel.: +49 221 8999 4038
E-mail: rachel.daeschler@easa.europa.eu
Web: www.easa.europa.eu
ISO 9001:2008 Certified