

RELAZIONE D'INCHIESTA

INCIDENTE
occorso all'aeromobile
AS350 B2 marche I-AIRY,
in località Lasa (BZ),
16 maggio 2011

INDICE

| | |
|---|-----|
| INDICE | I |
| OBIETTIVO DELL'INCHIESTA DI SICUREZZA | III |
| GLOSSARIO | IV |
| PREMESSA | V |
| CAPITOLO I - INFORMAZIONI SUI FATTI | 01 |
| 1. GENERALITÀ | 01 |
| 1.1. STORIA DEL VOLO | 01 |
| 1.2. LESIONI RIPORTATE DALLE PERSONE | 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 | 06 |
| 1.7. INFORMAZIONI METEOROLOGICHE | 08 |
| 1.8. ASSISTENZA ALLA NAVIGAZIONE | 08 |
| 1.9. COMUNICAZIONI | 08 |
| 1.10. INFORMAZIONI SULLA BASE OPERATIVA | 08 |
| 1.11. REGISTRATORI DI VOLO | 08 |
| 1.11.1. Generalità | 08 |
| 1.11.2. Stato di rinvenimento | 09 |
| 1.11.3. Dati scaricati | 09 |
| 1.12. INFORMAZIONI SUL RELITTO E SUL LUOGO DI IMPATTO | 10 |
| 1.13. INFORMAZIONI DI NATURA MEDICA E PATOLOGICA | 10 |
| 1.14. INCENDIO | 10 |
| 1.15. ASPETTI RELATIVI ALLA SOPRAVVIVENZA | 11 |
| 1.16. PROVE E RICERCHE EFFETTUATE | 11 |
| 1.16.1. Prove effettuate durante il sopralluogo operativo | 11 |
| 1.16.2. Investigazione sul motore e sulla FCU | 12 |
| 1.16.3. Rilievi sulla presa d'aria | 13 |

| | | |
|--|--|----|
| 1.16.4. | Prove sul filtro carburante | 14 |
| 1.16.5. | Prove sull' <i>oil to fuel heater</i> | 15 |
| 1.16.6. | Analisi carburante | 20 |
| 1.17. | INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI | 21 |
| 1.18. | INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI | 21 |
| 1.18.1. | Filtro sul bocchettone carburante | 21 |
| 1.18.2. | Presenza di FAME nel cherosene di tipo aeronautico | 22 |
| 1.19. | TECNICHE DI INDAGINE UTILI O EFFICACI | 23 |
| CAPITOLO II - ANALISI | | 25 |
| 2. | GENERALITÀ | 25 |
| 2.1. | CONDOTTA DEL VOLO | 25 |
| 2.2. | AEROMOBILE | 25 |
| 2.2.1. | Prove sull' <i>oil to fuel heater</i> e sulla FCU | 26 |
| 2.2.2. | Analisi elementi contaminanti recuperati dall' <i>oil to fuel heater</i> | 26 |
| 2.3. | FATTORE UMANO ED ORGANIZZATIVO | 29 |
| CAPITOLO III - CONCLUSIONI | | 31 |
| 3. | GENERALITÀ | 31 |
| 3.1. | EVIDENZE | 31 |
| 3.2. | CAUSE | 33 |
| CAPITOLO IV - RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA | | 35 |
| 4. | RACCOMANDAZIONI | 35 |
| 4.1. | RACCOMANDAZIONE ANSV-11/726-11/3/A/13 | 35 |
| 4.2. | RACCOMANDAZIONE ANSV-12/726-11/4/A/13 | 35 |
| ELENCO ALLEGATI | | 37 |

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 commi 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, comma 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, comma 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, comma 2, regolamento UE n. 996/2010).

GLOSSARIO

- AMSL:** Above Mean Sea Level, al di sopra del livello medio del mare.
- ANSV:** Agenzia nazionale per la sicurezza del volo.
- BEA:** Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation civile, Autorità investigativa francese per la sicurezza dell'aviazione civile.
- CMM:** Component Maintenance Manual.
- CPL:** Commercial Pilot Licence, licenza di pilota commerciale.
- 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.
- FAA:** Federal Aviation Administration, Autorità dell'aviazione civile statunitense.
- FAME:** Fatty Acid Methyl Ester, estere metilico di acidi grassi.
- FCU:** Fuel Control Unit.
- FDR:** Flight Data Recorder, registratore analogico di dati di volo.
- FOD:** Foreign Object Debris, Foreign Object Damage.
- FT:** foot (piede), unità di misura, 1 ft = 0,3048 metri.
- FT-IR:** Fourier Transform-Infrared Spectroscopy.
- HTL:** Helicopter Technical Book.
- IDLE:** posizione delle leve che comandano la potenza dei motori corrispondente al minimo regime.
- JIG:** Joint Inspection Group, gruppo di esperti in materia di carburanti utilizzati in campo aeronautico.
- KT:** knot (nodo), unità di misura, miglio nautico (1852 metri) per ora.
- KPA:** kilopascal.
- LMA:** licenza di manutentore aeronautico.
- MTOM:** Maximum Take Off Mass, massa massima al decollo.
- NG:** Gas Generator Tachometer.
- NR:** Main Rotor Tachometer.
- P/N:** Part Number.
- PPM:** parti per milione.
- RPM:** giri al minuto.
- SAIB:** Special Airworthiness Information Bulletin.
- SB:** Service Bulletin.
- SDA:** Service Difficulty Advisory.
- SIB:** Safety Information Bulletin.
- S/N:** Serial Number.
- T4:** Gas Generator Exhaust Temperature.
- TC:** Transport Canada, Autorità canadese preposta al sistema trasporti.
- TQ:** Torque.
- UMS:** Utility Management System.
- UTC:** Coordinated Universal Time, orario universale coordinato.

PREMESSA

L'incidente è occorso il 16 maggio 2011, alle ore 11.07' UTC (13.07' locali), in località Lasa (BZ), ed ha interessato l'aeromobile tipo AS350B2, marche di identificazione I-AIRY.

Decollato da Merano (BZ) per un volo di trasferimento con destinazione Curon-Venosta (BZ), con tre persone a bordo incluso il pilota, l'elicottero subiva lo spegnimento del motore mentre si trovava a 4300 piedi AMSL circa. Il pilota ha riportato di aver avvertito un forte rumore provenire dalla parte posteriore dell'elicottero (letteralmente "un botto"), nonché un'improvvisa variazione di assetto sull'asse *yaw* verso destra. Verificato lo spegnimento del motore attraverso la lettura degli strumenti (avviso bassa pressione olio acceso, indicazioni di T4 ed NG in rapida discesa), il pilota effettuava con successo un atterraggio in autorotazione sulla base di Lasa (BZ), in uso allo stesso operatore dell'elicottero.

L'ANSV è stata informata dell'incidente il 16 maggio 2011 dall'operatore.

L'ANSV ha provveduto ad inviare la notifica dell'evento in questione, in accordo alla normativa internazionale e comunitaria in materia (Allegato 13 alla Convenzione relativa all'aviazione civile internazionale, regolamento UE n. 996/2010), al BEA, in rappresentanza dello Stato di costruzione (Francia) dell'elicottero e del motore su di esso installato.

Il BEA ha provveduto ad accreditare un proprio rappresentante nell'inchiesta condotta dall'ANSV e si è avvalso della collaborazione di propri consulenti, così come previsto dalla sopra menzionata normativa.

L'ANSV ha effettuato il sopralluogo operativo il 23 maggio 2011, dopo aver coordinato la concomitante presenza di un rappresentante del costruttore dell'elicottero e di un rappresentante del costruttore del motore, previ contatti con lo stesso BEA.

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

CAPITOLO I

INFORMAZIONI SUI FATTI

1. GENERALITÀ

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

1.1. STORIA DEL VOLO

L'aeromobile era impegnato in un volo di trasferimento finalizzato all'esecuzione di operazioni di lavoro aereo. Era decollato dalla elisuperficie di Merano (BZ) e durante il volo verso Curon-Venosta (BZ), ad una quota di circa 4300 piedi AMSL, in volo livellato, si verificava lo spegnimento del motore. Il pilota impostava conseguentemente i parametri di volo per effettuare una autorotazione e – visualizzata la base di Lasa (BZ) del medesimo operatore dell'elicottero a pochissima distanza dalla propria posizione – atterrava con successo sul piazzale della stessa base (foto 1 e 2), riportando lievissimi danni all'elicottero. Nessuno delle tre persone presenti a bordo riportava conseguenze.



Foto 1: foto con associata la ricostruzione della traiettoria finale dell'elicottero.



Foto 2: vista della base di Lasa (BZ) dal punto in cui si è verificata l'avaria.

Il pilota ha riferito di aver avvertito un “botto” proveniente dalla parte posteriore dell’elicottero nel momento in cui è avvenuto lo spegnimento, con contestuale rapido movimento dello stesso verso destra intorno all’asse dello *yaw* e repentino abbassamento del numero dei giri del rotore principale, con relativa accensione dell’avviso sonoro in cabina di pilotaggio (suono continuo).

1.2. LESIONI RIPORTATE DALLE PERSONE

| Lesioni | Equipaggio | Passeggeri | Totale persone a bordo | Altri |
|---------|------------|------------|------------------------|-----------------|
| Mortali | | | | |
| Gravi | | | | |
| Lievi | | | | |
| Nessuna | 1 | 2 | 3 | non applicabile |
| Totali | 1 | 2 | 3 | |

1.3. DANNI RIPORTATI DALL’AEROMOBILE

A seguito del sopralluogo operativo effettuato dall’ANSV sono stati riscontrati lievi danni all’elicottero. In foto 3 sono visualizzati i danni provocati dal contatto delle pale del rotore principale con la copertura dell’albero di moto del rotore di coda, avvenuto nel momento dell’atterraggio.

Al contrario, l’albero di moto del rotore di coda non presentava alcun segno inerente un eventuale contatto durante il moto.



Foto 3: danni riscontrati sull’elicottero.

È stato inoltre riscontrato un leggero danneggiamento da strisciamento sui pattini di atterraggio, che si è appurato però essere entro i limiti previsti dalla documentazione tecnica applicabile.

1.4. ALTRI DANNI

Non risultano danni a terzi in superficie.

1.5. INFORMAZIONI RELATIVE AL PERSONALE

1.5.1. Equipaggio di condotta

Pilota

Generalità: maschio, 35 anni di età, nazionalità italiana.
Licenza: CPL (H) in corso di validità.
Abilitazioni in esercizio: AS350/B3/EC 130 B4, lavoro aereo in montagna.
Abilitazioni non in esercizio: R22.

English proficiency level: livello 4 in corso di validità.

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

Esperienza di volo del pilota: si veda tabella successiva.

| | Ore totali | Ore di volo sul tipo di a/m | Ore di volo IFR | Ore di volo notturno |
|-------------------------|------------|-----------------------------|-----------------|----------------------|
| Ultime 24 ore | 0h 12' | 0h 12' | non applicabile | non applicabile |
| Ultime 7 giorni | 0h 31' | 0h 31' | non applicabile | non applicabile |
| Ultime 90 giorni | 13h 03' | 13h 03' | non applicabile | non applicabile |

Storia professionale del pilota: il pilota aveva un numero di ore totali di volo pari a circa 276. Era inoltre in possesso di LMA CAT B1 su elicottero AS350.

1.6. INFORMAZIONI SULL'AEROMOBILE

1.6.1. Informazioni generali

L'AS350 B 2 (foto 4) è un elicottero costruito da Eurocopter, equipaggiato con un motore a turbina Turbomeca Arriel 1D1. Dotato di un rotore principale tripala e di un rotore di coda bipala, ha una MTOM di 2250 kg ed è in grado di trasportare cinque persone (pilota incluso).



Foto 4: AS350 B2 marche I-AIRY.

1.6.2. Informazioni specifiche

Aeromobile

Costruttore: Eurocopter.
Modello: AS350 B2.
Numero di costruzione: 2193.
Anno di costruzione: 1989.
Marche di naz. e immatricolazione: I-AIRY.
Certificato di immatricolazione: n. 9730.
Esercente: Airway srl.
Proprietario: Airway srl.
Certificato di navigabilità: n. 14009/a.
Revisione certificato di navigabilità: 01/2011 I-AIRY del 13 maggio 2011.
Ore totali: 11.594 h.
Ore da ultima ispezione: 21h.
Ore da ultima manutenzione: 21h.
Programma di manutenzione previsto: approvato dall'ENAC.
Conformità documentazione tecnica a normativa/direttive vigenti: sì.

Motore

Costruttore: Turbomeca.
Modello: Arriel 1D1, P/N 0292005220.

| Posizione motore | S/N | Anno di costruz. | Data di installaz. | Ore totali (TSN) | Ore da ultima revisione (TSO) | Ore da ultima manutenzione programmata |
|------------------|------|------------------|--------------------|------------------|-------------------------------|--|
| n.a. | 9627 | 1998 | maggio 2002 | 10.798h 33' | 2216h 56' | 52h 33' |

Combustibile

Tipo/i di combustibile autorizzato/i: JETA1.
Tipo di combustibile utilizzato: JETA1.
Quantità del combustibile nel/i serbatoio/i di bordo: 210 l.

1.6.3. Informazioni supplementari

Registrazione inefficienze o malfunzionamenti

Analizzate le ultime 10 pagine dell'HTL non si rilevano anomalie correlate all'evento.

Accessori e impianti dell'aeromobile

Sull'elicottero è stato applicato il bollettino di modifica opzionale SB 28.00.09, emesso da Eurocopter ed applicato nell'anno 1989 presso l'allora Aérospatiale. Esso prevede l'installazione di uno scambiatore di calore olio/carburante a monte del filtro carburante quale *de-icing system* per l'impianto carburante (figura 1).

È stato quindi installato il componente *oil to fuel heater* P/N 10544D, S/N 1993, che, al momento dell'evento, aveva totalizzato 11.593h 54'.

I *task* manutentivi previsti sul componente in esame dal programma di manutenzione approvato dall'ENAC, coerentemente con quello raccomandato da Eurocopter, sono i seguenti:

- controllo ogni 600 ore/24 mesi per stato generale e assenza di corrosione (*maintenance instruction*, in allegato "A");
- controllo ogni 1200 ore/48 mesi delle sonde di temperatura (*maintenance instruction*, in allegato "A").

Non è previsto alcun *task* manutentivo inerente la misura del flusso del carburante al suo interno, o una sua pulizia periodica.

Il CMM (*Model* 10544, revisione 15 del marzo 2008) del costruttore del componente (Stewart Warner South Wind) riporta nella *fault isolation table 101* la necessità di effettuare la procedura di "pulizia" (dettagliata nello stesso documento nella sezione *cleaning*, pag. 401) se la caduta di pressione tra entrata ed uscita del carburante nel componente sia troppo alta o se la temperatura di uscita del carburante sia troppo alta o troppo bassa (allegato "B"). Lo stesso manuale non prevede alcuna scadenza oraria/calendariale nelle ispezioni, in quanto parliamo di un componente che può essere installato su diversi motori e con condizioni di funzionamento differenti.

DE-ICING, FUEL SYSTEM, INST.

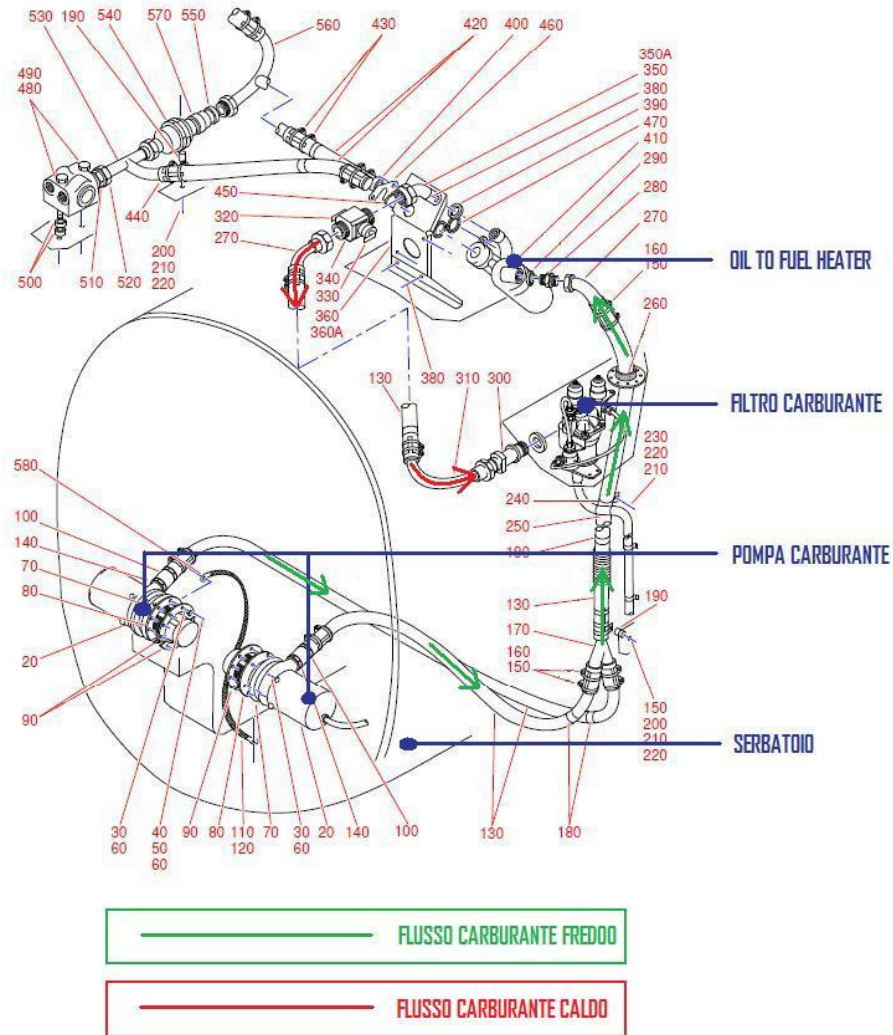


Figura 1: installazione *oil to fuel heater* subito a valle delle pompe carburante del serbatoio.

Sistemi di allertamento

Il componente di cui sopra non aveva alcun sistema di allarme di tipo meccanico o sotto forma di avviso in *cockpit* inerente il suo regolare funzionamento (in grado di richiamare l'attenzione su una sua possibile ostruzione). L'elicottero era equipaggiato con un avviso inerente il *fuel clogging* sul filtro carburante, che si attivava tramite il controllo della differenza di pressione tra entrata ed uscita del filtro stesso.

1.7. INFORMAZIONI METEOROLOGICHE

Le condizioni meteorologiche in atto nella zona al momento dell'evento erano caratterizzate, come riferito dal pilota, da un'ottima visibilità e dalla presenza di un vento proveniente da Ovest con una intensità di circa 15 nodi.

1.8. ASSISTENZA ALLA NAVIGAZIONE

Non pertinente.

1.9. COMUNICAZIONI

Non pertinente.

1.10. INFORMAZIONI SULLA BASE OPERATIVA

L'atterraggio in autorotazione è avvenuto sulla base di Lasa (BZ), utilizzata dallo stesso operatore dell'elicottero, autorizzata dall'ENAC. Tale base si trova in coordinate geografiche 46°37'10" N 10°41'00" E, ad una altitudine di 941 m e dispone di una piazzola quadrata di lato pari a 30 m.

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).

L'aeromobile era però sottoposto ad un sistema di monitoraggio dei parametri di volo a scopo manutentivo denominato "Monitair Data Recording System", da cui è stato possibile ricavare alcuni dati del volo oggetto dell'evento.

1.11.1. Generalità

Il sistema "Monitair" utilizza i dati registrati su memoria solida dall'UMS, P/N REC-VE5-15, S/N 562, installato a bordo dell'elicottero.

I dati ivi registrati sono inerenti al motore e riguardano ore, cicli, TQ, NG, NR, T4, nonché messaggi di tipo tecnico e/o di *exceedance* relativamente ad alcuni parametri di base.

1.11.2. Stato di rinvenimento

L'apparato UMS è stato riscontrato efficiente ed il relativo scarico dati è stato effettuato senza rimuovere l'apparato dall'elicottero.

1.11.3. Dati scaricati

Recuperati i dati dal sistema sopra descritto, sono stati analizzati i parametri motore (figura 2), nonché i *record* relativi alla pagina *exceedance*. In figura 3 è visualizzato il *record* inerente il parametro "Min Rotor RPM".

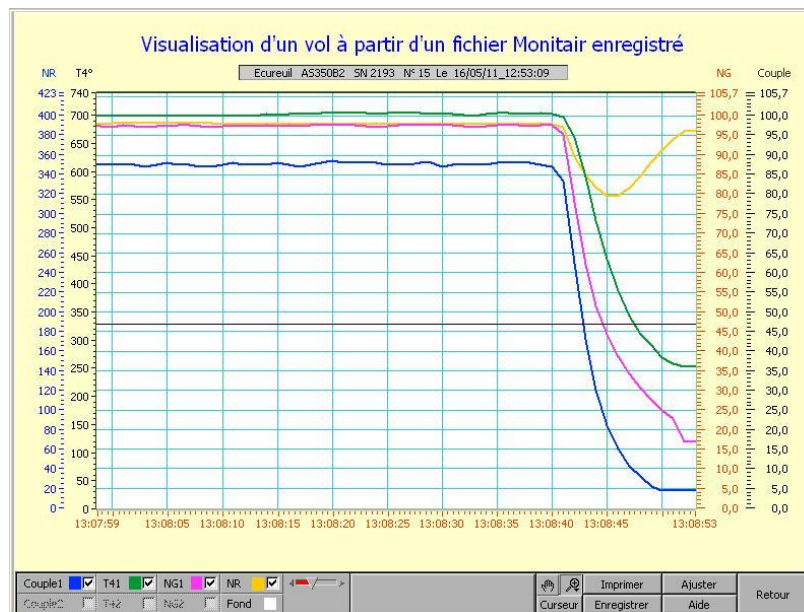


Figura 2: grafico tratto da "Monitair" inerente l'ultimo minuto di volo dell'elicottero I-AIRY.

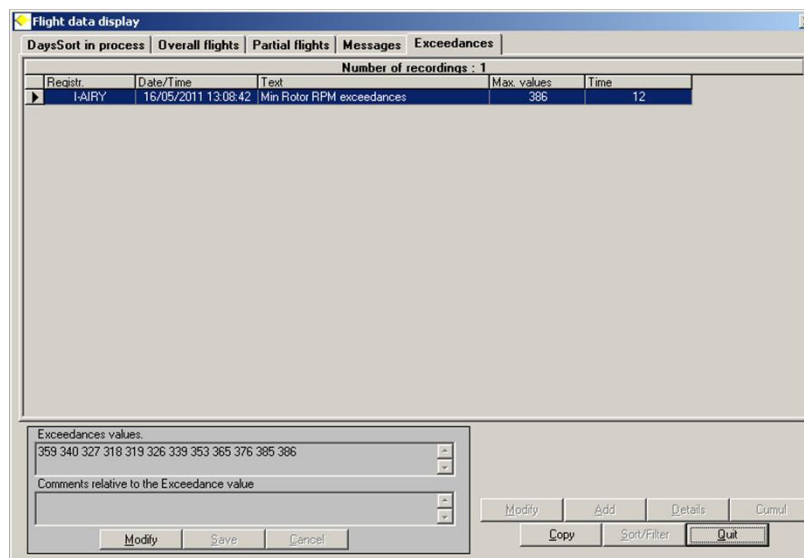


Figura 3: pagina *exceedance* (*record* inerente il parametro "Min Rotor RPM").

I parametri motore mostrano uno spegnimento del motore in volo con una iniziale perdita dei giri del rotore principale (figure 2 e 4) fino ad un valore di circa l'80% (valore di Rotor RPM pari a 318 invece di 393 come durante il volo prima dello spegnimento).

Registration : I-AIRY Type : AS350B2 Serial N° : 2193

Number of recordings : 6880 - Total time : 01:54:40

| Date/Time | TO1 | TT1 | NG1 | Rotor RPM |
|---------------------|------|-----|------|-----------|
| 16/05/2011 13:08:39 | 87,5 | 705 | 9760 | 393 |
| 16/05/2011 13:08:40 | 87 | 704 | 9760 | 392 |
| 16/05/2011 13:08:41 | 83,5 | 698 | 9530 | 389 |
| 16/05/2011 13:08:42 | 62,5 | 662 | 78 | 359 |
| 16/05/2011 13:08:43 | 43 | 591 | 6210 | 340 |
| 16/05/2011 13:08:44 | 30 | 514 | 5160 | 327 |
| 16/05/2011 13:08:45 | 21 | 445 | 4430 | 318 |
| 16/05/2011 13:08:46 | 15 | 389 | 3870 | 319 |
| 16/05/2011 13:08:47 | 10,5 | 343 | 3420 | 326 |
| 16/05/2011 13:08:48 | 8 | 311 | 3060 | 339 |
| 16/05/2011 13:08:49 | 5,5 | 291 | 2750 | 353 |
| 16/05/2011 13:08:50 | 4,5 | 269 | 25 | 365 |
| 16/05/2011 13:08:51 | 4,5 | 257 | 2280 | 376 |
| 16/05/2011 13:08:52 | 4,5 | 253 | 1690 | 385 |
| 16/05/2011 13:08:53 | 0 | 0 | 0 | 0 |

Event:

ENG1 MGB Power Skids Off Flight

Contact Connection Fault Seuil NG1

Exceedances: TT TO NG Rotor

Buttons: Sort/Filter, Save, Copy, Cancel, Quit, >> Flight

Figura 4: parametri registrati da "Monitair" relativamente agli ultimi 15 secondi del volo.

Non è stata registrata alcuna *exceedance*, correlabile quale causa, ad uno spegnimento del motore in volo.

1.12. INFORMAZIONI SUL RELITTO E SUL LUOGO DI IMPATTO

Non pertinente.

1.13. INFORMAZIONI DI NATURA MEDICA E PATOLOGICA

Non pertinente.

1.14. INCENDIO

Non pertinente.

1.15. ASPETTI RELATIVI ALLA SOPRAVVIVENZA

Non pertinente.

1.16. PROVE E RICERCHE EFFETTUATE

1.16.1. Prove effettuate durante il sopralluogo operativo

Il primo sopralluogo è stato effettuato dall'ANSV presso la sede del *maintenance provider*, dove era stato ricoverato l'elicottero a seguito dell'evento. A tale sopralluogo hanno partecipato anche rappresentanti di Turbomeca e di Eurocopter, previo coordinamento con il rappresentante accreditato del BEA.

Sono stati verificati i danneggiamenti subiti dall'elicottero e sono stati effettuati tutti i controlli relativi al motore ed all'impianto carburante in accordo alle parti presenti, ovvero principalmente:

- generale assenza di perdite;
- esame visivo del serbatoio carburante (che non ha evidenziato presenza di contaminazioni) e di tutte le linee carburante per corretta installazione, danni o perdite;
- esame del filtro carburante trovato con il *pop-out* non attivato;
- esame per libera rotazione della *free wheel* e del *gas generator shaft* e *free turbine shaft*;
- nessun segno di FOD;
- esame dei "tappi" magnetici;
- esame boroscopico del compressore (*1st stage*) della turbina (*1st stage*) e della camera di combustione;
- esame visivo della FCU e controllo delle relative regolazioni.

Tutti i controlli effettuati hanno avuto esito positivo, non essendo stato riscontrato alcun difetto.

Vista l'assenza di problemi o rilievi tecnici collegabili allo spegnimento del motore, e l'impossibilità di alterare lo stato del motore che appariva essere completamente efficiente, è stata effettuata una prova per perdite delle linee di carburante con le *boost pump* "on". Verificata l'assenza di perdite, si è proceduto con un avviamento a terra dell'elicottero, che si è svolto senza alcuna anomalia. La prova è stata effettuata testando il motore a *ground idle* e *flight idle*. È stato inoltre effettuato l'*inhibition test* della *start electro-valve* e una prova di spegnimento delle *boost pump* con motore avviato.

Tutti i test effettuati hanno registrato parametri nella norma, non essendo stato rilevato alcun problema. Si è deciso conseguentemente di approfondire le analisi tecniche sul motore

direttamente presso il costruttore dello stesso e di effettuare controlli addizionali sul circuito carburante e sulla presa d'aria del motore, in accordo a quanto richiesto dal costruttore dell'aeromobile.

1.16.2. Investigazione sul motore e sulla FCU

Il motore, rimosso dall'elicottero, è stato quindi inviato presso la sede dello stesso costruttore per un'analisi delle prestazioni al banco prova (foto 5).



Foto 5: motore ARRIEL 1D1 rimosso dall'elicottero AS350 B2 marche I-AIRY.

È stato effettuato nuovamente un esame boroscopico, che ha confermato l'assenza di difetti. In particolare, la camera di combustione, la *injection wheel* e la HP1 sono state riscontrate in "buone condizioni" (*Report Turbomeca T11-CR0550A-1*).

È stato quindi installato il motore sul relativo banco prova e sono stati effettuati i test previsti dal programma di prove approntato dal costruttore, non riscontrando alcuna anomalia. È stato inoltre effettuato un *surge test* con *bleed valve* aperta e chiusa secondo i parametri di seguito elencati, in cui non si è verificato alcun fenomeno riconducibile a stallo del compressore:

- *quick acceleration with the bleed valve closed from NG = 86% (i.e. 110 l/h) to 160 l/h;*
- *quick acceleration with the bleed valve closed from NG = 86% (i.e. 110 l/h) to 170 l/h;*
- *quick acceleration with the bleed valve closed from NG = 86% (i.e. 110 l/h) to 190 l/h;*
- *quick acceleration with the bleed valve open from NG = 70% (i.e. 59 l/h) to 160 l/h;*
- *quick acceleration with the bleed valve open from NG = 70% (i.e. 59 l/h) to 170 l/h;*
- *quick acceleration with the bleed valve open from NG = 70% (i.e. 59 l/h) to 180 l/h.*

È stato infine effettuato un *flameout test*, consistente in una rapida decelerazione da un valore di *fuel flow* di 175 l/h ad *idle*, senza registrare alcun problema. Tale test è stato ripetuto tre volte col medesimo risultato.

Sono state inoltre simulate le condizioni operative del motore nel momento dello spegnimento in volo, ovvero NG = 97.6 %, alle quali sono stati affiancati leggeri incrementi e decrementi di carico. Anche tale test ha restituito risultati in linea con le specifiche del costruttore, senza rilevare nulla di anomalo.

Il motore è stato sottoposte a prove e controlli con un tempo complessivo di funzionamento sul banco di 2h 37'.

Successivamente sono stati testati i seguenti componenti:

- FCU (P/N 0164548720, S/N C807B);
- *start drain valve* (P/N 0174078030, S/N A384B);
- *injection manifold purge valve* (P/N 0174126090, S/N A118B);
- *start injection electro-valve* (P/N 9550147560, S/N 3656).

I risultati di tali test non hanno evidenziato alcun malfunzionamento che possa essere correlato con lo spegnimento del motore in volo occorso nell'evento in oggetto.

Successivamente il motore è stato sottoposto a *shop inspection* (*Report Turbomeca TI-CR1014A-1*) e nulla è stato individuato in merito ad eventuali anomalie che possano essere collegate allo spegnimento del motore in volo o a contaminazioni del carburante.

1.16.3. Rilievi sulla presa d'aria

È stato effettuato un controllo dell'installazione e dello stato del *sealing* presente tra la presa d'aria e la sua carenatura, seguendo le istruzioni fornite dal costruttore (figura 5).

Tale procedura, che non faceva riferimento ad alcun documento ufficiale, è stata portata a compimento e non ha prodotto la rilevazione di alcuna anomalia da parte del costruttore dell'elicottero. Successivamente, il costruttore ha emesso il SB AS350-71.00.20 (in data 18 luglio 2011) inerente proprio i controlli richiesti, in cui veniva indicato come una non

corretta installazione del *sealing* sopra menzionato avrebbe potuto essere causa dell'insorgere di fenomeni di *engine surge* nel motore.

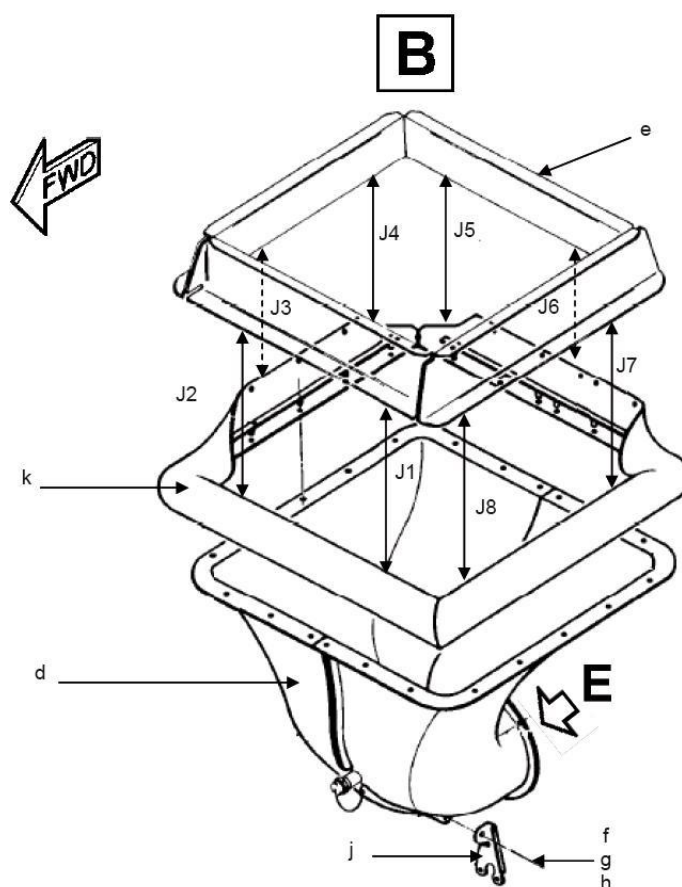


Figura 5: rilevazione dimensionale sulla presa d'aria – SB AS350-71.00.20.

1.16.4. Prove sul filtro carburante

La cartuccia filtro carburante era stata sostituita durante l'ultima ispezione ("600 hours" effettuata nell'agosto del 2010), ovvero 601 ore prima dell'evento. Il programma di manutenzione prevede la sua sostituzione ogni 1000 ore o 48 mesi.

La cartuccia filtro P/N 402A12-7 e l'assieme gruppo filtro P/N 432B12-4 S/N 416 sono stati testati presso gli stabilimenti di Eurocopter al fine di verificare il regolare funzionamento generale nonché dell'impianto *by-pass*, per scongiurare eventuali problemi relativi alla cartuccia filtro. Non è stata rilevata alcuna anomalia.

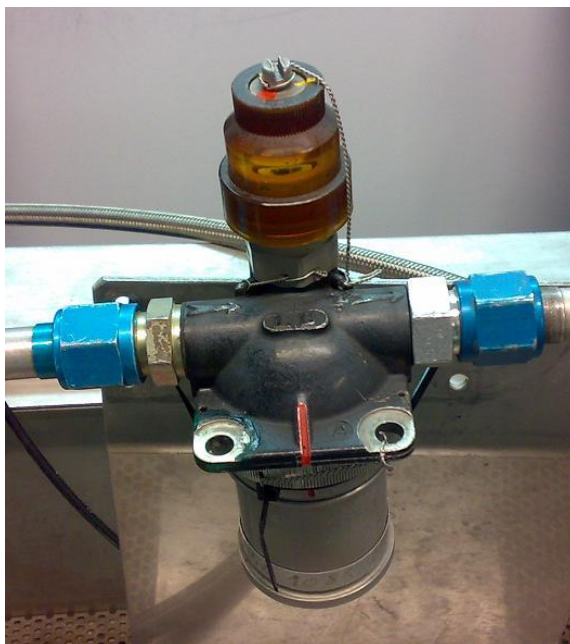


Foto 6: test sull'assieme filtro carburante.

1.16.5. Prove sull'*oil to fuel heater*

A seguito di una prova effettuata sull'impianto carburante dell'elicottero da parte dell'operatore in relazione alla rimessa in efficienza dell'elicottero, è stato deciso di sottoporre ad un test di efficienza il componente *oil to fuel heater* P/N 10544-D, S/N 1993 (foto 7) presso la stessa Eurocopter, previo utilizzo di un banco prova per componenti relativi ad impianti carburante.

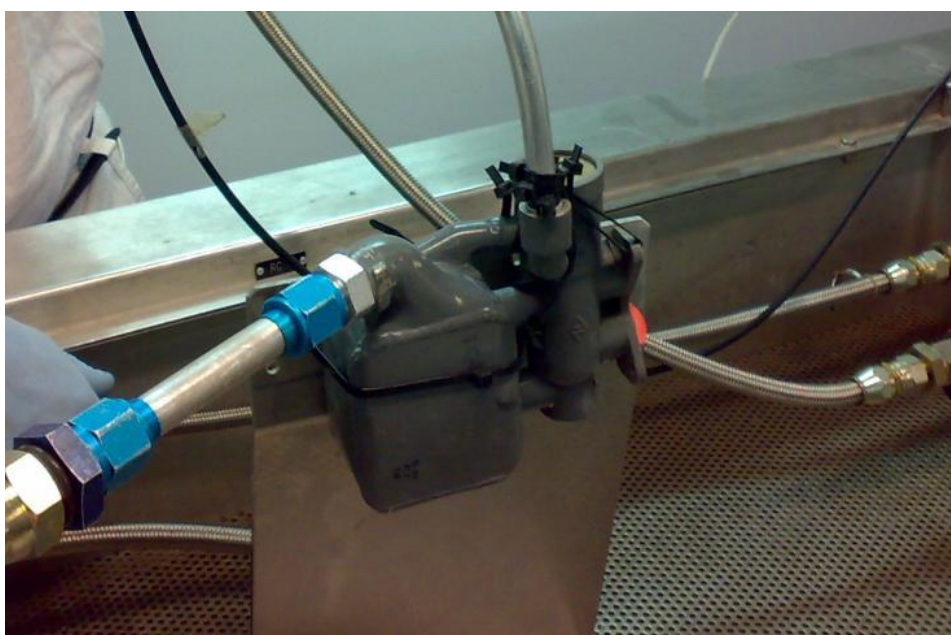


Foto 7: *oil to fuel heater* al banco prova *fuel*.

Sono stati riscontrati i seguenti valori riguardanti la caduta di pressione tra l'entrata e l'uscita del carburante sul componente.

- *Fuel flow*: 80 l/h:
 - pressione di entrata: 0,3 bar;
 - pressione di uscita: 0,08 bar;
 - Δp : 0,22 bar.
- *Fuel flow*: 180 l/h:
 - pressione di entrata 1,22 bar;
 - pressione di uscita 0,01 bar;
 - Δp : 1,21 bar.

Rilevata una così forte caduta di pressione registrata nella prova, è stata effettuata una prima analisi del condotto di entrata carburante previo utilizzo di un boroscopio, rilevando la presenza di cospicuo materiale contaminante (foto 8).

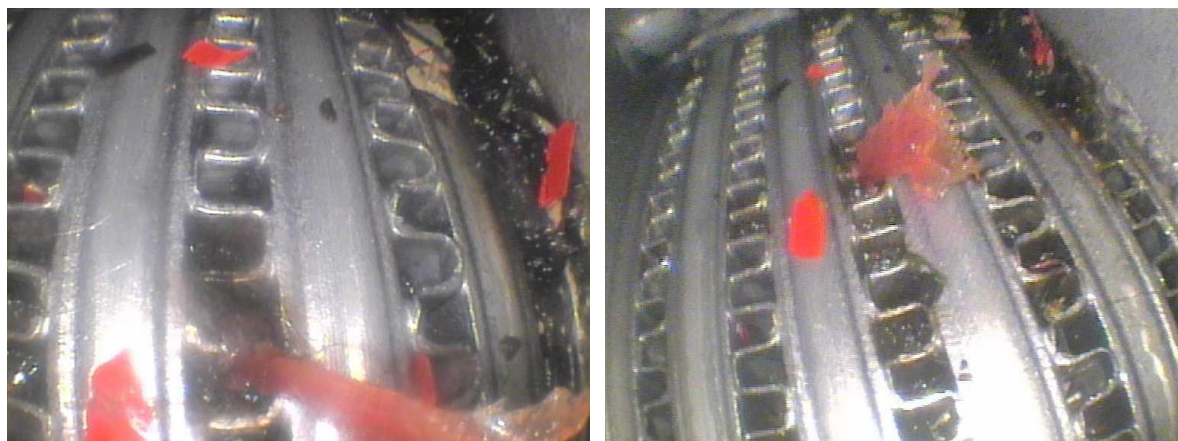


Foto 8: materiale contaminante riscontrato nel condotto di entrata del carburante – *oil to fuel heater*.

Al contrario, nel condotto di uscita del carburante è stata riscontrata l'assenza di materiale esterno.

Si è reso necessario quindi procedere con l'esecuzione di appositi test presso il costruttore del motore per verificare il comportamento della FCU, installando a monte l'*oil to fuel heater* riscontrato ostruito e rimosso dall'elicottero I-AIRY, ripristinando in laboratorio le condizioni di installazione.

Sono state utilizzate due *booster pump* dello stesso modello di quelle installate sull'elicottero in oggetto, una cartuccia filtro nuova da 8 micron, dello stesso tipo utilizzato

sull'elicottero e con porta filtro trasparente per ispezione durante le prove, la FCU e l'*oil to fuel heater* rimossi dall'I-AIRY. Sono stati effettuati quindi due cicli di prove con il carburante a temperatura ambiente, seguendo il seguente schema:

- *pre-start* con *booster pump* attivate per 30 secondi;
- *start* con N1 che aumenta fino al valore di *flight idle* (flusso carburante a 80 l/h);
- *take off* per 15 secondi dove N1 aumenta fino al valore massimo relativo alla *MAX take off power* (flusso carburante pari a 220 l/h);
- *cruise* per 3 minuti dove N1 scende al valore *MAX continuous power* (flusso carburante pari a 170 l/h).

Inoltre sono stati installati vari sensori al fine di misurare le pressioni a monte ed a valle del filtro carburante e della FCU, nonché le temperature ed i flussi carburanti.

Il primo ciclo di prove, effettuato senza installare il componente *oil to fuel heater*, non ha evidenziato alcuna anomalia.

Il secondo ciclo, effettuato dopo l'installazione dell'*oil to fuel heater* rimosso dall'elicottero e riempito di carburante per tre ore prima della sua installazione nel circuito, ha evidenziato i seguenti risultati (figura 6).

- Il flusso carburante arriva a 212 l/h per poi precipitare.
- La pressione di alimentazione della FCU durante la prova è risultata scendere fino a 22 kPa (la minima richiesta al fine di assicurare un regolare funzionamento del componente stesso è di 120 kPa).
- La caduta di pressione tra entrata ed uscita del componente *oil to fuel heater* è risultata essere di 120 kPa.
- La pressione di alimentazione della FCU è risultata essere fuori limite per regimi di funzionamento del motore, escluso *flight idle*.

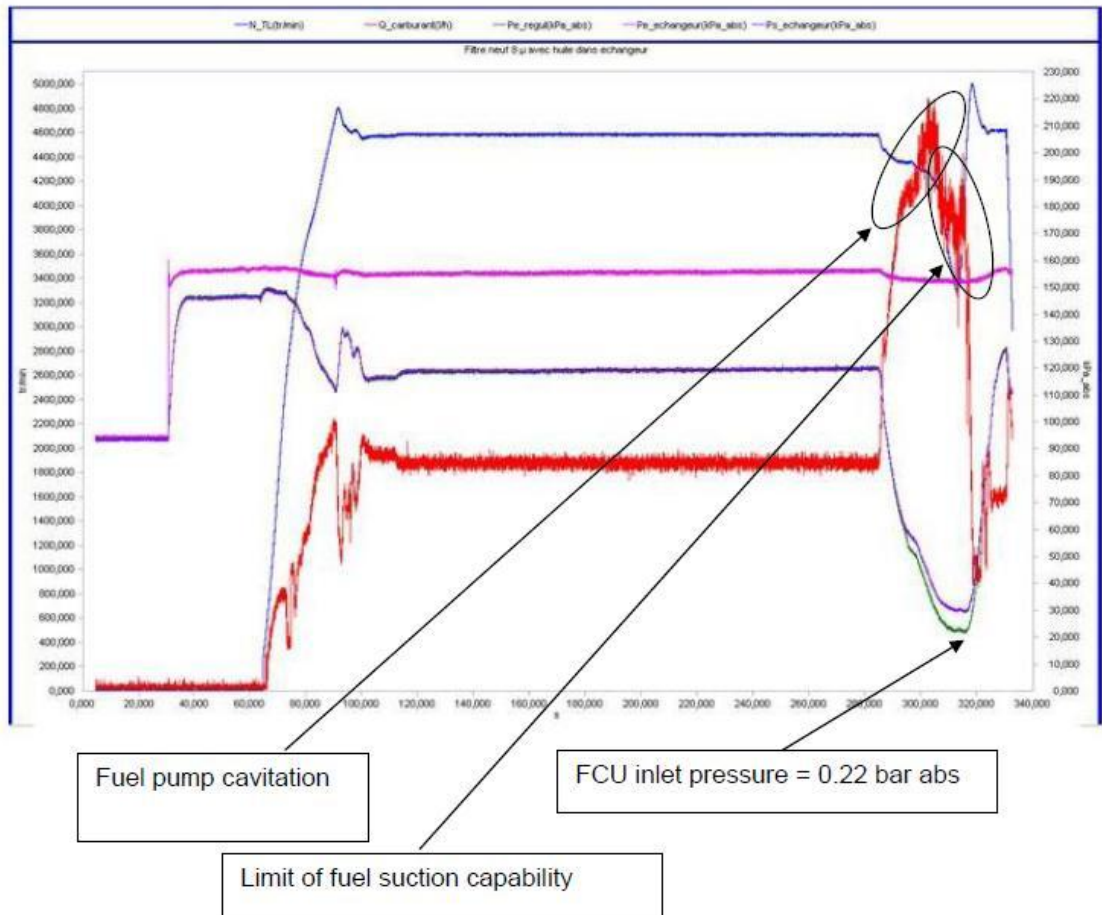


Figura 6: grafico test di alimentazione del motore effettuato presso Turbomeca.

A seguito delle risultanze ottenute, l'*oil to fuel heater* è stato sottoposto ad ulteriori analisi al fine di determinare la natura del materiale occludente e la relativa distribuzione all'interno del condotto relativo al carburante.

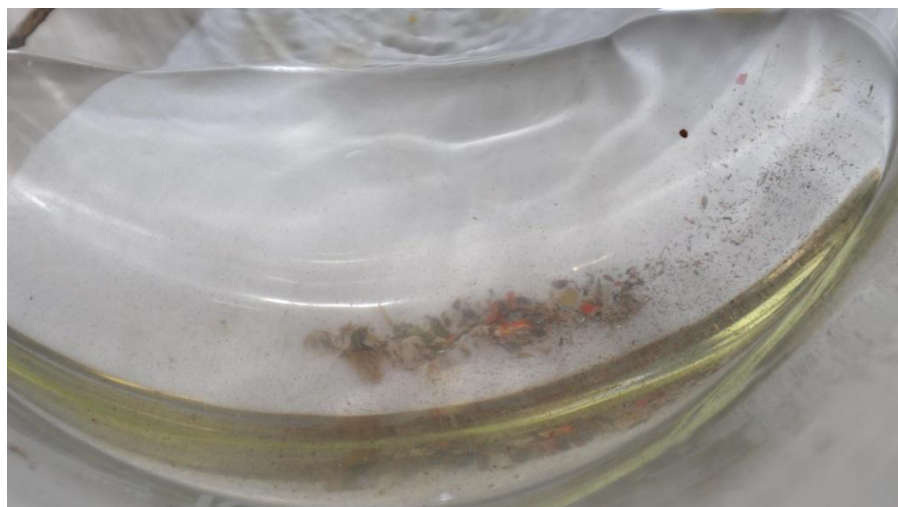


Foto 9: parte del materiale contaminante recuperato attraverso l'utilizzo di "n-esano".

Tali analisi sono state programmate presso i laboratori del Reparto chimico dell'Aeronautica militare e si sono articolate su diverse fasi:

- recupero di parte del materiale costituente l'ostruzione tramite utilizzo di aria compressa (filtrata) e/o "n-esano" (liquido – foto 9);
- apertura del componente tramite taglio della lamiera costituente (foto 10): il componente risulta infatti completamente saldato e non è possibile alcuna rimozione se non del solo *thermal element* e parti relative (figura 7);

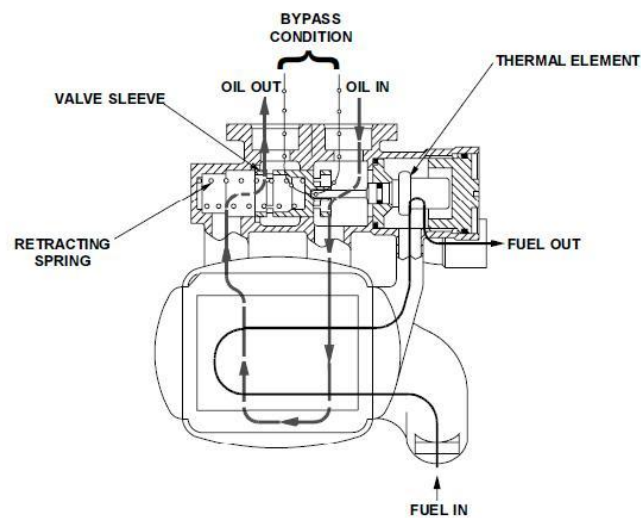


Figura 7: descrizione schematica dei flussi all'interno dell'*oil to fuel heater*.

- analisi chimica del materiale così recuperato (tramite spettrofotometria FT-IR);
- analisi dimensionale del materiale recuperato e della sua posizione all'interno del componente in esame.



Foto 10: apertura dell'*oil to fuel heater*.

1.16.6. Analisi carburante

Sono stati prelevati due campioni di carburante, rispettivamente dal serbatoio dell'elicottero (prelievo effettuato dal *maintenance provider* dell'operatore) e dall'impianto di stoccaggio del carburante (prelievo effettuato dall'ANSV) della base operativa dell'operatore (Lasa).

Le caratteristiche chimico-fisiche del carburante prelevato dall'elicottero sono state analizzate e sono risultate nei limiti di quanto sancito dalla specifica ASTM D1655-11b. L'analisi gascromatografica effettuata utilizzando un rivelatore a spettrometria di massa (GC-MS) ha evidenziato una distribuzione di idrocarburi saturi ed aromatici tipica dei cheroseni di utilizzo in campo aeronautico.

Una successiva analisi GC-MS effettuata utilizzando un differente metodo ha permesso di identificare un contenuto di esteri metilici di acidi grassi (FAME) pari a 428 ppm, distribuiti come mostrato in tabella 1.

| FAME | Concentrazione FAME Campione ppm (mg/kg) |
|-------|--|
| C16:0 | 98 |
| C17:0 | tracce |
| C18:2 | 151 |
| C18:3 | 26 |
| C18:1 | 135 |
| C18:0 | 18 |
| C22:1 | tracce |
| | Totale 428 |

Tabella 1: contenuto di FAME nel campione prelevato dall'elicottero.

Nel campione di carburante prelevato dall'impianto di distribuzione della base di Lasa, risultato anch'esso in linea con quanto previsto dalla specifica ASTM D1655-11b, è stato invece riscontrato un contenuto di FAME pari a 67 ppm, distribuiti come mostrato in tabella 2.

| FAME | Concentrazione FAME Campione ppm (mg/kg) |
|-------|--|
| C16:0 | 11 |
| C17:0 | assente |
| C18:0 | 3 |
| C18:1 | 20 |
| C18:2 | 27 |
| C18:3 | 6 |
| C22:1 | assente |
| | Totale 67 |

Tabella 2: contenuto di FAME nel campione prelevato dall'impianto di stoccaggio di Lasa (BZ).

Il prelievo dei due campioni è stato effettuato a sei mesi di distanza uno dall'altro.

1.17. INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI

Il *Flight Manual* dell'elicottero AS350 B2, alla sezione 8-2, pag. 4, contiene la procedura per effettuare il rifornimento dell'elicottero con rotori in movimento. Tale procedura viene ripresa nell'*Operational Manual - Part A* dell'operatore dell'aeromobile, accettato dall'ENAC.

La procedura in questione è spesso utilizzata dal citato operatore durante l'esecuzione di operazioni di lavoro aereo, in quanto permette un notevole risparmio di tempo, evitando di dover effettuare le procedure di raffreddamento, spegnimento e successivo riavviamento motore ad ogni rifornimento.

1.18. INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI

1.18.1. Filtro sul bocchettone carburante

L'elicottero non è equipaggiato con alcun tipo di schermo/filtro a rete nella zona del condotto di rifornimento (foto 11, a sinistra).

Tale schermo è invece presente sugli elicotteri dello stesso modello nella versione B3 (foto 11, a destra) ed identificato dal costruttore quale *stop gap measure*. Nella foto 12 sono mostrate le dimensioni delle maglie di tale schermo.

Il costruttore non ha emesso alcuna modifica retroattiva relativa all'installazione di tale filtro sui modelli che al *delivery* ne erano sprovvisti.



Foto 11: bocchettone carburante AS350 B2 senza schermo (sinistra) ed AS350 B3 con schermo (destra).

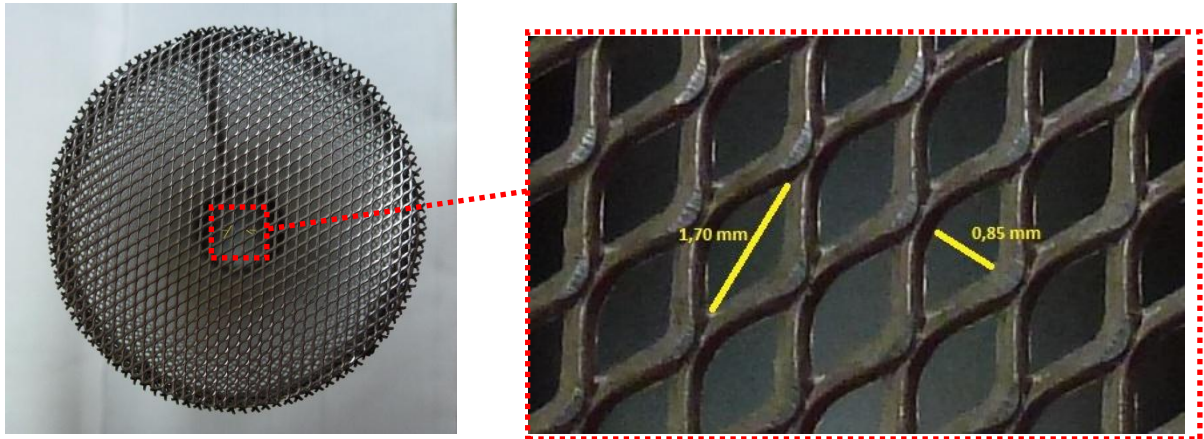


Foto 12: dimensioni fori schermo del bocchettone carburante AS350 B3.

1.18.2. Presenza di FAME nel cherosene di tipo aeronautico

Il fenomeno della contaminazione da FAME nel cherosene aeronautico è un problema relativamente nuovo, nonché materia di ampi studi tuttora in corso. Esso deriva dall'utilizzo di "biodiesel" in modeste quantità nei combustibili diesel da autotrazione, di cui spesso vengono trovate tracce anche nei cheroseni di utilizzo aeronautico (a causa di contaminazione con quest'ultimo).

Gli effetti sui motori aeronautici della presenza di tale componente sono anch'essi tuttora oggetto di studio. I possibili effetti nei motori aeronautici di una contaminazione da FAME sono stati identificati nei seguenti:

- incrementi di *fouling* sugli elementi costituenti gli iniettori ed in generale sul sistema di alimentazione del carburante;
- deterioramento di materiali elastomerici che ne vengano a contatto;
- influenza sulle caratteristiche fisiche del flusso in condizioni di carburante a temperatura ambiente;
- potenziali effetti dannosi sui materiali utilizzati nelle parti calde dei motori a turbina (*hot-end material*).

A scopo cautelativo, la *aviation jet fuel specification "Defence Standard 91-91"* ha sancito, in accordo ai maggiori costruttori di motori aeronautici, un limite massimo ammissibile di contaminazione da FAME di 5 ppm (riportato anche sulla ASTM D1655-11b). Tale limite è stato poi ripreso dall'EASA nel SIB nr. 2009-01, emesso nel gennaio del 2009. Viene invece innalzato a 30 ppm dalla FAA nel SAIB nr. NE-09-25R1 (emesso nell'agosto del 2009) e dal TC canadese nel SDA AV-2010-01 (emesso nel 2010). Il costruttore del motore installato sull'elicottero coinvolto nell'evento indagato ha emesso nel maggio 2009 la

General Service Letter 2725/09, comunicando agli utilizzatore lo stesso avviso (basato su una quantità di contaminante massima ammissibile di 5 ppm).

1.19. TECNICHE DI INDAGINE UTILI O EFFICACI

Al fine di approfondire maggiormente la tematica del FAME nei combustibili aeronautici è stato contattato il JIG, che ha coordinato analisi effettuate con carburanti aventi un livello di contaminante FAME pari a 100 ppm. Il JIG si identifica in un gruppo, internazionalmente riconosciuto, di esperti in materia di carburanti utilizzati in campo aeronautico; la sua attività consiste nell'elaborare nuovi standard per il controllo di qualità e l'utilizzo *safe* dei suddetti carburanti. Relativamente alla tematica del FAME, è stato effettuato un programma di test, coordinato dallo Steering Group of the EI-JIP 100 ppm FAME Approval Project, che non ha evidenziato alcuna problematica che possa essere correlata all'evento in esame; gli esiti dei test in questione sono riportati nella tabella 3.

- Specification and fit for purpose testing – No adverse effect.
- Materials compatibility – No adverse effect.
- Filtration – No adverse effect.
- Cold altitude relight – No adverse effect
- Cold flow properties and APU restart – No adverse effect
- Engine endurance – No adverse effect
- Thermal stability – No adverse effect – except...

Tabella 3: *finding* emersi dai test sui carburanti contaminati con FAME a 100 ppm.

Nel merito dell'ultimo punto, alcuni test effettuati dalle case costruttrici dei motori hanno registrato risultanze definite "anomale" (che sono al momento in corso di approfondimento) durante la simulazione di un intervallo di funzionamento dei motori di 20.000 ore di volo. In ogni caso, ad oggi, non si è riusciti a duplicare tali effetti in laboratorio e gli approfondimenti in corso mirano ad identificare se tali risultati "anomali" siano effettivamente un effetto "reale" derivante dal contenuto di FAME oppure no.

Le evidenze scaturite da alcuni test effettuati su motori aeronautici con carburante volontariamente contaminato fino a 400 ppm (fonte Rolls Royce) indicano che non ci sono effetti sui parametri termodinamici dei motori stessi. Al contrario, i test sugli effetti di un

prolungato utilizzo di carburanti contaminati da FAME non hanno prodotto al momento risultati ufficiali.

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. CONDOTTA DEL VOLO

L'avaria manifestatasi al pilota è consistita in un improvviso spegnimento del motore durante un volo di trasferimento. Il pilota ha effettuato quindi le previste procedure operative e ha compiuto un atterraggio in autorotazione.

La posizione geografica dell'aeromobile al momento dell'avaria ha permesso al pilota di dirigere l'elicottero verso la vicina base di Lasa (BZ), dove è avvenuto l'atterraggio.

Nella condotta del volo non si sono rilevate criticità che abbiano contribuito all'accadimento dell'evento.

2.2. AEROMOBILE

Le condizioni tecnico-manutentivo dell'I-AIRY sono risultate in linea con quanto previsto dalla regolamentazione aeronautica in vigore.

Durante le analisi tecniche effettuate dopo l'evento il motore è risultato funzionare regolarmente, entro i limiti riconosciuti dallo stesso costruttore del motore. L'analisi degli accessori del motore effettuata durante il sopralluogo operativo non ha evidenziato discrepanze riconducibili all'evento di spegnimento del motore occorso nel volo di interesse. Un'accensione del motore fino all'80% di NG, dopo i previsti controlli in sede di sopralluogo, ha dimostrato il normale funzionamento del motore.

Nelle successive analisi effettuate sul motore e sui relativi accessori presso la sede del costruttore i parametri rilevati sono apparsi complessivamente regolari, con alcune discrepanze non correlabili all'evento in esame.

Le risultanze collezionate durante tali test hanno evidenziato una riduzione dei *surge margin* del motore, ovvero un aumento della probabilità che uno stallo possa accadere rispetto alle

condizioni di progetto. Le prove al banco hanno dimostrato, al contrario, che il motore non ha mai stallato durante i vari *surge test* effettuati.

Inoltre nessuna delle piccole discrepanze rilevate durante le prove può spiegare il *flame-out* verificatosi durante il volo.

Le analisi effettuate presso Eurocopter sul gruppo filtrante dell'impianto carburante dell'elicottero hanno evidenziato parametri nei limiti di funzionamento da progetto.

La prima prova è stata effettuata con il gruppo filtrante così come smontato dall'elicottero. I valori rilevati di flusso e pressione carburante sono risultati nella norma.

Successivamente è stata rimossa la cartuccia filtrante ed è stato installato un *tool* che simula un'ostruzione della cartuccia filtrante al fine di testare il funzionamento del sistema *by-pass* del porta filtro. Anche in questo caso i valori di pressione relativi all'attivazione del sistema sono risultati regolari.

2.2.1. Prove sull'*oil to fuel heater* e sulla FCU

Le analisi delle prestazioni del componente *oil to fuel heater* hanno evidenziato una grossa caduta di pressione nel flusso del carburante, tra entrata ed uscita. È stato dimostrato attraverso una successiva prova al banco come gli effetti di una così drastica caduta di pressione nell'alimentazione del carburante alla FCU abbiano determinato un fenomeno di cavitazione della pompa alta pressione della stessa FCU (con produzione di bolle all'interno delle tubazioni), che ha provocato il crollo del flusso di carburante di alimentazione del motore stesso.

Tale prova ha dimostrato inconfutabilmente che la caduta di pressione dovuta all'ostruzione presente nel componente *oil to fuel heater* ha causato lo spegnimento del motore in volo.

2.2.2. Analisi elementi contaminanti recuperati dall'*oil to fuel heater*

Dalle analisi FT-IR effettuate sul materiale recuperato dal componente in esame è risultato che esso era costituito da particelle di materiale di aspetto disomogeneo. I principali costituenti osservati sono residui di pitturazione, residui di materiale polimerico, residui di natura sabbiosa, materiale vegetale ed agglomerati di polvere. In sostanza, tutti i componenti sopra citati appaiono provenire dall'ambiente esterno.

L'analisi spettrofotometrica FT-IR condotta ha inoltre permesso di escludere la presenza di esteri metilici di acidi grassi (FAME) nel materiale contaminante recuperato.

In merito alla caratterizzazione dimensionale del materiale occludente recuperato dal componente, le analisi effettuate hanno permesso di suddividerlo in tre macrocategorie, elencate di seguito:

- il 52% tra 0,5 e 0,9 mm;
- il 32% tra 0,91 e 1,60 mm;
- il 16% tra 1,61 e 2,54 mm.

Nella foto 13 sono visualizzati alcuni esempi di rilievo dimensionale del materiale recuperato.

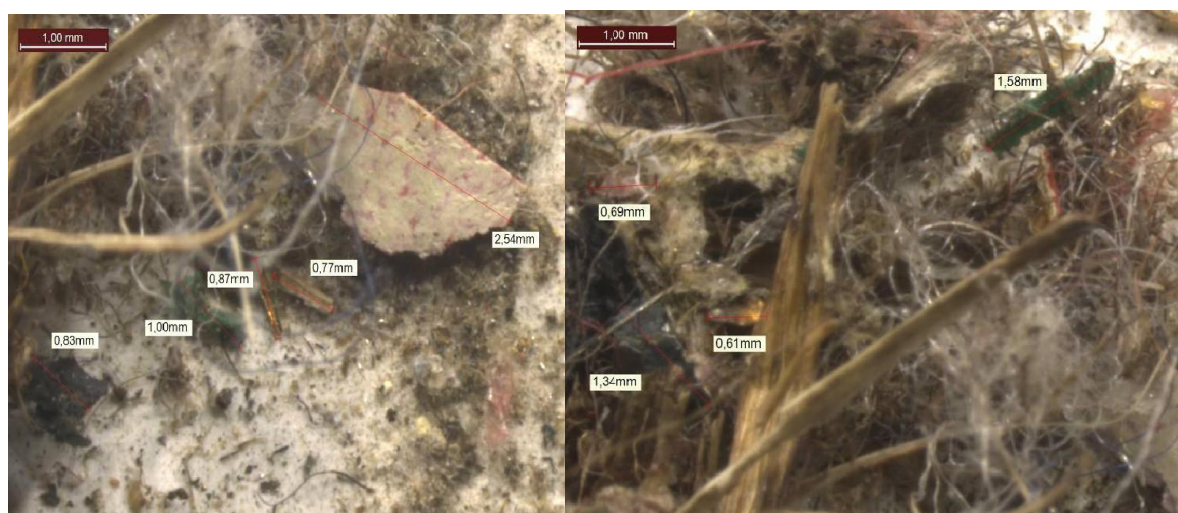


Foto 13: analisi dimensionale del materiale recuperato.

Tali rilievi sono stati quindi messi a confronto con quelli effettuati sulle dimensioni nominali dei canali costituenti il condotto del carburante dell'*oil to fuel heater* in esame (foto 14).

Le analisi sopra descritte hanno di conseguenza restituito tre differenti evidenze:

- la presenza del materiale aveva occluso quasi completamente il condotto di entrata del componente (foto 15), mentre il condotto di uscita non presentava alcuna traccia di materiale occludente;
- le dimensioni del materiale occludente erano tali da occludere i canali costituenti il condotto del carburante all'interno del componente, come si evince dal confronto tra le dimensioni indicate nella foto 14 e quelle mostrate nell'analisi dimensionale;
- la natura chimica del particolato occludente recuperato è compatibile con quella del pulviscolo atmosferico, essendo comprensiva di costituenti sia naturali sia antropici; non sono stati rilevati componenti riconducibili alla presenza di FAME nel carburante.

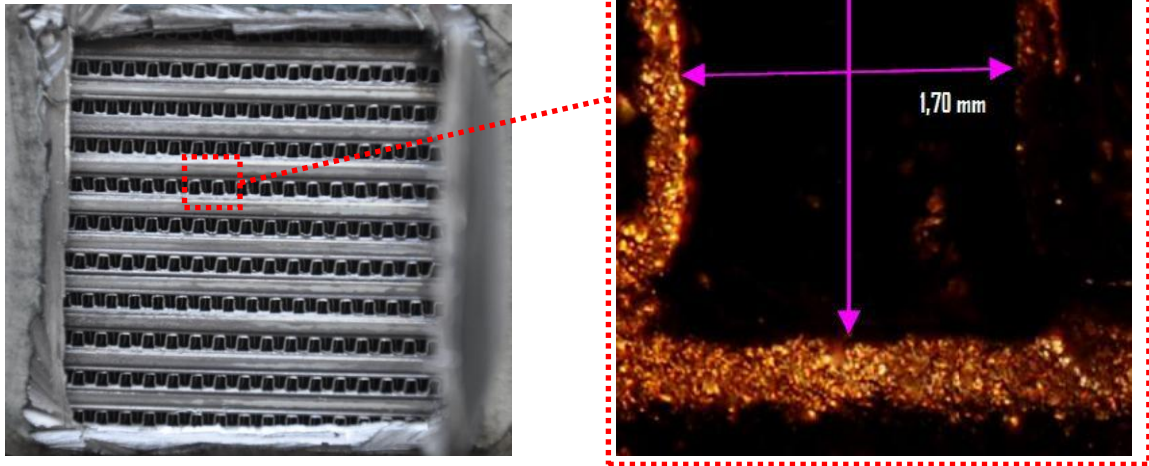


Foto 14: rilievo dimensionale dei canali costituenti il condotto carburante dell'*oil to fuel heater*.

Tale materiale è risultato quindi frutto di una prolungata contaminazione ambientale conseguente all'assenza di sistemi di filtrazione/barriera tra l'ambiente esterno ed il condotto di ingresso del carburante nell'*oil to fuel heater* in esame.

Un ulteriore elemento di non correlazione col fenomeno del FAME è proprio la presenza di materiale contaminante nel solo condotto di entrata del componente in esame (foto 15). Gli effetti del FAME sul carburante, dagli studi disponibili, sono stati infatti rilevati maggiormente in presenza di carburante ad alte temperature e non è stato dimostrato il sopravvenire di alcuna problematica ipotizzata inizialmente in relazione alle caratteristiche del flusso carburante, con carburante a temperatura ambiente. Sarebbe quindi stato plausibile trovare occlusioni legate a tale effetto nel condotto di uscita del carburante dall'*oil to fuel heater*, ovvero dopo che l'effetto del componente stesso si fosse manifestato (il riscaldamento del carburante ai fini *anti-ice*).

In aggiunta, alcun effetto relativo alla fenomenologia da residui da FAME è indicato nel *Report* del costruttore del motore relativo alla *shop inspection* eseguita. Il costruttore ha successivamente affermato di non conoscere gli eventuali effetti derivanti dall'utilizzo di carburante contaminato da FAME sul proprio motore.

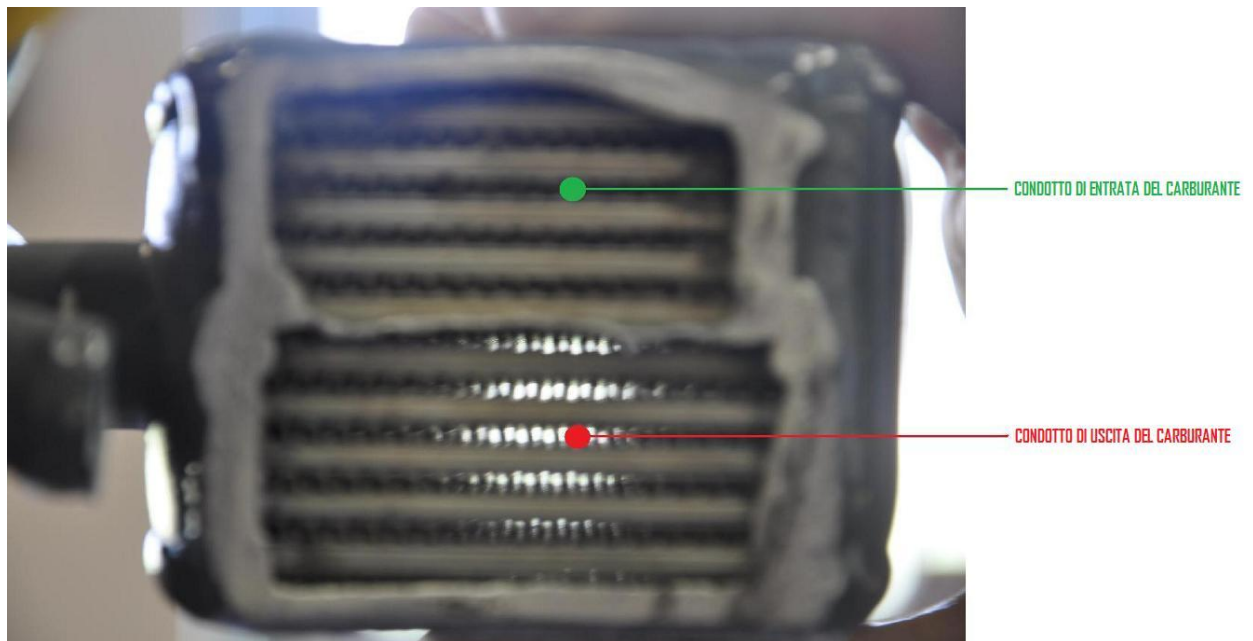


Foto 15: condotto di uscita del carburante (in basso) e di entrata (in alto).

2.3. FATTORE UMANO ED ORGANIZZATIVO

Il componente *oil to fuel heater* è installato come da istruzioni contenute nel SB 28.00.09 a monte del filtro carburante dell'elicottero. Il programma di manutenzione raccomandato da Eurocopter nonché quello dell'operatore approvato da ENAC non contiene alcun controllo periodico relativo al flusso ed alla caduta di pressione tra entrata ed uscita del carburante sull'*oil to fuel heater*, sebbene una anomalia di tale flusso sia menzionata nella *Table 101 Fault Isolation* del CMM. In altri termini, il costruttore del componente cita la possibilità che lo stesso possa ostruirsi, avendo, per conseguenza, un abbassamento della pressione di uscita del carburante dal componente stesso oppure un anomalo valore della temperatura di uscita.

La tabella sopra citata (si veda allegato "B" alla relazione), nel caso di problematiche inerenti il flusso carburante all'interno del componente, richiede la pulizia/lavaggio dello stesso. Mancando però un *task* manutentivo che preveda il controllo periodico del flusso/pressioni sul componente in esame, tale eventuale pulizia/lavaggio non ha potuto mai aver luogo. L'acuirsi del problema senza un adeguato monitoraggio dell'efficienza del componente ha portato quindi alla sua quasi completa ostruzione.

Questa "lacuna" non ha permesso di poter individuare per tempo l'occlusione all'interno del componente, che è andata formandosi nel corso del lungo utilizzo (più di 11.593 ore di funzionamento in 22 anni dalla sua prima installazione).

La problematica appena descritta è stata sicuramente aggravata dalla posizione di installazione di tale componente (a monte del filtro del carburante, posizione dettata dalla necessità di intercettare l'eventuale presenza di ghiaccio nel carburante) e dall'assenza di un sistema di avviso inerente una possibile occlusione del componente in oggetto.

Inoltre, si deve sottolineare come il modello di elicottero in questione sia diffusamente impiegato per il lavoro aereo. La possibilità di poter effettuare rifornimento con rotori in rotazione, tra l'altro anche a *flight idle*, ovvero ad una rotazione maggiore che a *ground idle*, ha maggiormente favorito la contaminazione del carburante da particolato esterno. L'elicottero in questione veniva spesso rifornito in zone boschive o comunque presso campi occasionali di volo e l'assenza di schermi sul "bocchettone" di rifornimento (inseriti poi nelle successive versioni B3, foto 11 e 12) ha permesso che pulviscolo e particolato proveniente dall'ambiente esterno raggiungessero il serbatoio.

CAPITOLO III

CONCLUSIONI

3. GENERALITÀ

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

3.1. EVIDENZE

- Il pilota era in possesso dei necessari titoli aeronautici e qualificato per l'effettuazione del volo in questione.
- L'aeromobile era adeguatamente equipaggiato e le manutenzioni erano state effettuate in accordo alla normativa vigente e alla procedure approvate.
- Le condizioni meteorologiche erano buone.
- Il pilota ha effettuato un atterraggio in autorotazione a seguito dello spegnimento non comandato del motore durante il volo.
- I danni rilevati sull'elicottero sono stati di lieve entità.
- L'ispezione e le prove effettuate durante il sopralluogo non hanno evidenziato alcun problema sull'elicottero ed è stato effettuato un *run-up* in cui tutti i parametri sono risultati normali.
- Le analisi del carburante prelevato dal serbatoio dell'elicottero non hanno rilevato problematiche relative alla composizione ed alle caratteristiche del carburante in relazione alle specifiche dei cheroseni aeronautici JETA1, ma hanno rilevato la presenza di contaminanti FAME nella concentrazione di 428 ppm.
- Le analisi del carburante prelevato dall'impianto di distribuzione della base di Lasa (BZ) dell'operatore dell'elicottero non hanno rilevato problematiche relative alla composizione ed alle caratteristiche del carburante in relazione alle specifiche dei cheroseni aeronautici JETA1, ma hanno rilevato la presenza di contaminanti FAME nella concentrazione di 67 ppm. Tale campione è stato prelevato 6 mesi dopo l'incidente.
- I test effettuati sul motore e sui relativi accessori non hanno evidenziato problematiche giustificanti lo spegnimento dello stesso in volo.
- I rilievi effettuati sulla presa d'aria del motore non hanno fornito evidenze tali da poter correlare l'evento ad una problematica legata alla sua installazione.

- I test effettuati sull'assieme filtrante del carburante hanno attestato il suo corretto funzionamento e l'assenza di problematiche.
- I test effettuati sul componente *oil to fuel heater* (P/N 10544D, S/N 1993) hanno rilevato la sua occlusione. Tale occlusione ha comportato una significativa caduta di pressione nel sistema di alimentazione del carburante, che ha portato alla cavitazione della pompa di alta pressione della FCU ed al conseguente repentino crollo del flusso di carburante al motore, causando lo spegnimento non comandato di quest'ultimo al raggiungimento di un determinato livello di potenza (riferimento figura 6).
- Le analisi effettuate sul componente *oil to fuel heater* hanno consentito di determinare che l'occlusione era localizzata esclusivamente nel condotto di ingresso del carburante.
- Le analisi effettuate sul materiale recuperato hanno consentito di determinare che lo stesso era di dimensioni e quantità tali da occludere i canali costituenti il condotto interno di ingresso del carburante dell'*oil to fuel heater*.
- Le analisi effettuate sul materiale recuperato hanno dimostrato che esso era compatibile con le caratteristiche del pulviscolo atmosferico, comprendendo costituenti sia naturali sia antropici, provenienti dall'ambiente esterno.
- Le analisi effettuate sul materiale recuperato hanno dimostrato l'assoluta non correlazione con problematiche inerenti residui da FAME, stante le odierne conoscenze sugli effetti relativi a tale tipo di contaminazione.
- La relazione emessa dal costruttore del motore a seguito della *shop inspection* non menziona alcuna anomalia che possa essere riconducibile agli effetti dell'utilizzo di carburante contaminato.
- La presenza di occlusione nella sola parte inerente il condotto di entrata carburante dell'*oil to fuel heater* (dove ha inizio il processo di riscaldamento del carburante per cui il componente è progettato, dove cioè il carburante ha una temperatura ambiente o di poco superiore) è una ulteriore conferma della non correlazione con il fenomeno di contaminazione da FAME, i cui effetti conosciuti si verificano quando il carburante sia soggetto ad innalzamenti della temperatura (rampe di iniezione, parti calde del motore).
- Il costruttore del componente annovera nel CMM il caso in cui l'*oil to fuel heater* possa avere un degradamento delle prestazioni (riguardo il riscaldamento del carburante o il flusso). Una delle possibili soluzioni indicate per eliminare il problema consiste nel lavaggio/pulizia dei condotti interni del componente.
- Relativamente all'*oil to fuel heater*, l'assenza nel programma di manutenzione raccomandato dal costruttore dell'elicottero di un controllo periodico del flusso del

carburante non ha permesso di identificare preventivamente il problema verificatosi (occlusione).

- Il componente è stato installato nel 1989 ed aveva al momento dell'evento oltre 11.593 ore di funzionamento continuo.
- Il componente era installato a monte del filtro carburante.
- L'I-AIRY (AS350 B2) non era equipaggiato con alcun tipo di schermo/filtro a rete nella zona del condotto di rifornimento. Tale schermo è invece presente sugli elicotteri dello stesso modello nella versione B3 ed è identificato dal costruttore quale *stop gap measure* (versioni non equipaggiate con il *fuselage fuel filter*). Il costruttore non ha emesso alcuna modifica retroattiva relativa all'installazione di tale filtro sui modelli che al *delivery* ne erano sprovvisti.
- La pratica prevista dal *Manuale di volo* e dai *Manuali operativi* dell'operatore per cui è possibile effettuare il rifornimento di carburante con rotori in moto ha senz'altro influito sull'aumento della contaminazione del carburante con materiale proveniente dall'ambiente esterno.

3.2. CAUSE

La causa dello spegnimento del motore in volo è stata identificata nella occlusione del componente *oil to fuel heater* installato sull'elicottero. Tale occlusione ha causato una caduta di pressione, che ha provocato la diminuzione della pressione di alimentazione della FCU al di sotto dei limiti minimi ammessi. Conseguentemente, la pompa di alta pressione della stessa FCU è andata in cavitazione, interrompendo il flusso di carburante.

Hanno influito sul verificarsi dell'evento:

- la mancanza di un *task* manutentivo all'interno del programma di manutenzione approvato, che controlli periodicamente il flusso carburante all'interno del componente in oggetto, al fine di scoprire preventivamente eventuali formazioni occlusive al suo interno, menzionate sul CMM;
- la necessità di installare tale componente a monte del filtro carburante dell'elicottero e la mancanza di un avviso relativo alla differenza di pressione/flusso sul componente stesso;
- la pratica approvata dal *Manuale di volo* del costruttore ed adottata sul *Manuale operativo* dell'operatore dell'elicottero che permette di effettuare il rifornimento con i rotori in movimento, tenuto conto che l'elicottero in questione era utilizzato per

operazioni di lavoro aereo in zone boschive o comunque presso campi occasionali di volo e non era dotato di alcuno schermo protettivo sul bocchettone di rifornimento dell'elicottero, previsto invece per le successive versioni dello stesso modello (B3).

CAPITOLO IV

RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA

4. RACCOMANDAZIONI

Alla luce delle evidenze raccolte e delle analisi effettuate, l'ANSV aveva ritenuto necessario emanare, in corso di inchiesta, le raccomandazioni di sicurezza ANSV-16/726-11/1/A/11 e ANSV-17/726-11/2/A/11 (si veda allegato "C"), tenuto conto delle conseguenze che uno spegnimento del motore in volo può avere su un elicottero monomotore. La FAA ha dato seguito alle suddette raccomandazioni emettendo il SAIB nr. SW-12-35 del 15 giugno 2012 (si veda allegato "D").

Il completamento delle analisi sul materiale ostruente il componente ha ulteriormente validato quanto richiesto con le suddette raccomandazioni di sicurezza.

Alla luce delle ulteriori evidenze raccolte e delle analisi effettuate, l'ANSV ritiene comunque necessario emanare altre due raccomandazioni di sicurezza.

4.1. RACCOMANDAZIONE ANSV-11/726-11/3/A/13

Motivazione: a seguito delle risultanze delle analisi descritte nella presente relazione e tenuto conto del fatto che non ci sono stati interventi normativi da parte dell'EASA e della FAA in ordine a quanto richiesto con le raccomandazioni di sicurezza già emanate dall'ANSV (riportate in allegato "C"), si ritiene utile modificare di conseguenza il programma di manutenzione adottato dall'operatore ed approvato dall'ENAC.

Destinatario: ENAC.

Testo: l'ANSV raccomanda di considerare l'inserimento nel programma di manutenzione degli elicotteri AS350 su cui sia stato applicato il SB 28.00.09 di un *task* relativo al controllo periodico del flusso carburante sul componente *oil to fuel heater*.

4.2. RACCOMANDAZIONE ANSV-12/726-11/4/A/13

Motivazione: dagli approfondimenti contenuti nella presente relazione è emerso che nelle successive versioni dell'AS350 (dalla versione B3) è stato installato uno schermo al bocchettone di rifornimento (non previsto quale modifica per le precedenti versioni). È stato accertato inoltre che il costruttore prevede la

possibilità che si possa fare rifornimento con rotore in movimento e che spesso tale modello di elicottero viene impiegato per lavoro aereo, anche in aree montane. La natura della contaminazione recuperata dall'*oil to fuel heater* è risultata essere formata da elementi provenienti dall'ambiente esterno.

Destinataria: EASA.

Testo: l'ANSV raccomanda di valutare l'emissione di un SB finalizzato a prevedere una modifica (opzionale) per la installazione dello schermo di protezione sul bocchettone di rifornimento carburante per le versioni dell'AS350 che non ne siano dotati.

ELENCO ALLEGATI

- ALLEGATO “A”:** *Maintenance procedures* previste sul componente *oil to fuel heater* dal programma di manutenzione approvato.
- ALLEGATO “B”:** estratto dal CMM dell’*oil to fuel heater*.
- ALLEGATO “C”:** raccomandazioni di sicurezza ANSV-16/726-11/1/A/11 e ANSV-17/726-11/2/A/11
- ALLEGATO “D”:** FAA, SAIB nr. SW-12-35 del 15 giugno 2012.
- APPENDICE:** commenti ricevuti dal BEA francese non incorporati nella relazione ANSV.

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.



For A/C: Version B2

6-1 Check - Fuel Heating system

A. Applicable Documents

1. Main information
None
2. Conditional information
None
3. General information
None

B. Special Tools

None

C. Materials

None

D. Routine Replacement Parts

None

E. Procedure

1. Check condition of the exchanger: attachment, absence of cracks, sealing.
2. Check condition of reinforcement sheets: cracks and corrosion.
3. Check condition of pipes.
4. Check condition of securing clamps.
5. Check condition of the By-pass: corrosion, sealing.

For A/C: Version B2

5-1 Functional Test Fuel Heating Thermal Switches

A. Applicable Documents

1. Main information

28-93-00, 4-1 Removal / Installation - Oil / Fuel Exchanger

2. Conditional information

None

3. General information

24-00-00, 2-1 Electrical Power Supply on the Ground

WDM 28-93

FLM Section 2

B. Special Tools

Commercial A heating device (electric cooker)

Commercial Containers

Commercial Thermometer (0.5°C/0.1°F precision)

C. Materials

CM 123 Mineral oil

Commercial Ice

D. Routine Replacement Parts

None

E. Job Set-up

1. Open MGB cowlings.
2. Check that aircraft is not energised (24-00-00, 2-1).
3. As required remove heat-shrinkable sheath and insulating blanket (28-93-00, 4-1).
4. Disconnect thermal switch supply wires.
5. Remove thermal switches (1) and (2).

F. Procedure

Figure 1

1. Checking high temperature thermal switch

NOTE:

This operation is aimed at making sure that "FUEL T" light comes on for a thermal switch temperature equal to or above 50 °C/122 °F.

- Remove thermal switch (1).
- Reconnect the 2 electric wires of thermal switch (1).
- In one of the recipients, heat a CM 123 Mineral oil bath at a temperature equal to or above 50°C/122°F.
- Dip thermal switch (1) in oil bath.

NOTE:

Only half of the threaded part of the thermal switch, at most, must be dipped in the CM 123 Mineral oil.

- Energise electrical system.
 - Check that the "FUEL T" light of the tested system is on.
 - Remove thermal switch from CM 123 Mineral oil bath.
 - When thermal switch has returned to room temperature check that "FUEL T" light is off.
 - Cut-off electrical supply to the aircraft and disconnect wires of thermal switch (1).
 - Reinstall thermal switch (1) on aircraft.
2. Checking low temperature thermal switch

NOTE:

This operation is aimed at making sure that "FUEL T" light comes on for a thermal switch temperature equal to or below 5°C/41°F.

- Remove thermal switch (2).
- Reconnect the 2 electric wires of thermal switch (2).
- Dip thermal switch (2) in the second container filled with melting ice.

NOTE:

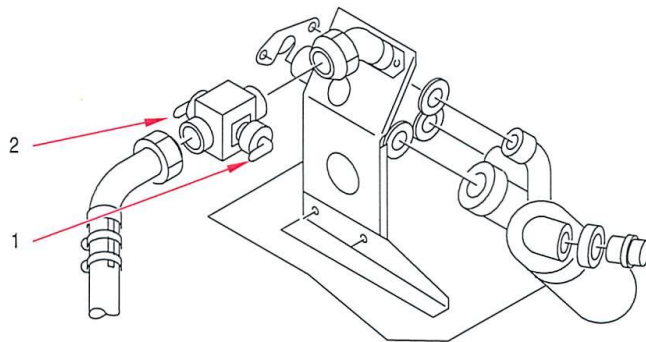
Only half of the threaded part of the thermal switch, at most, must be dipped in the melting ice.

- Energise electrical system.
- Check that "FUEL T" light of the tested system is on.
- Remove thermal switch (2) from ice bath.
- When thermal switch (2) has returned to room temperature, check that "FUEL T" light is off.
- Cut-off electrical supply of the aircraft and disconnect wires of thermal switch (2).
- Reinstall thermal switch (2) on aircraft.

G. Close-up

1. Connect electrical wires of thermal switches.
2. Install insulating blankets and heat-shrinkable sheath (28-93-00, 4-1).
3. Close MGB cowlings.

Figure 1. Functional Test Fuel Heating Thermal Switches



Stewart Warner South Wind
COMPONENT MAINTENANCE MANUAL WITH IPL, MODEL 10544

Table 101
 Fault Isolation

| FAULT | PROBABLE CAUSE | REMEDY |
|--|--|---|
| The oil circuit pressure drop is too high. | A foreign material restricts the oil passages. | Refer to the <u>CLEANING</u> section. |
| The fuel circuit pressure drop is too high. | A foreign material restricts the fuel passages. | Refer to the <u>CLEANING</u> section. |
| External leakage exists. | There are cracks in the heat exchanger and valve housing (10, IPL Fig. 1). | Refer to the <u>REPAIR</u> section. |
| | The preformed packing (3, IPL Fig. 1) is defective or improperly installed. | Install or replace the preformed packing as given in the <u>ASSEMBLY</u> section. |
| Internal leakage exists. | A preformed packing (7 or 5, IPL Fig. 1) is defective or improperly installed. | Install or replace the preformed packing as given in the <u>ASSEMBLY</u> section. |
| | A hole exists in the separator sheet of the heat exchanger core. | Repair is not allowed. Replace the heat exchanger and valve housing (10, IPL Fig. 1). |
| | A crack exists in a braze joint within the heat exchanger core. | Repair is not allowed. Replace the heat exchanger and valve housing (10, IPL Fig. 1). |
| The fuel temperature is too high or too low. | Foreign material restricts the fuel or the oil passages. | Refer to the <u>CLEANING</u> section. |
| | The thermal element (4, IPL Fig. 1) is defective. | Refer to the <u>INSPECTION, REPAIR, and TESTING AND FAULT ISOLATION</u> sections. |
| | The valve sleeve (8, IPL Fig. 1) movement is defective. | Refer to the <u>INSPECTION, REPAIR, and TESTING AND FAULT ISOLATION</u> sections. |

ANSV AGENZIA NAZIONALE
PER LA SICUREZZA DEL VOLO

A. N. S. V.

Prot. USCITA
N. 0006251/11
Data 14/10/2011



SAFETY RECOMMENDATION

To: European Aviation Safety Agency
Safety Analysis and Research
Postfach 10 12 53
D-50452 Koeln, Germany

Federal Aviation Administration
800 Independence Avenue, SW
Washington, DC 20591

Copy to: Direction Générale de l'Aviation Civile
50, rue Henry-Farman
75 720 Paris Cedex 15

BEA
Antenne Centre Est
Alain Agnesetti
Saint Exupéry aéroport
F-69125 Lyon, France

Ente nazionale per l'aviazione civile
Vicedirettore generale Ing. Benedetto Marasà
Viale del Castro Pretorio, 118
00185 Roma

Subject: accident occurred on Lasa (Bolzano, Italy) airfield to the helicopter AS350 B2, registration marks I-AIRY, on May 16th, 2011.

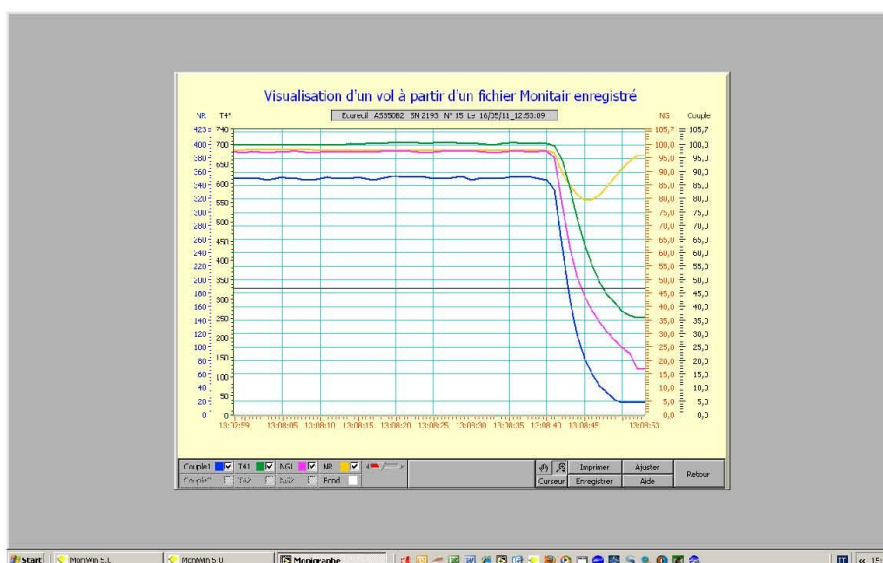
1. Synopsis.

On May 16th, 2011, the Eurocopter AS350 B2 (picture 1) registration marks I-AIRY was flying from Merano (BZ, Italy) to Curon Venosta (BZ, Italy). During flight at an altitude of about 4.300 ft, the pilot noticed that the "low oil pressure" light came on, accompanied by a yaw jerk to the right, a loud noise and a NR drop with its audio warning. The pilot immediately lowered the collective

pitch and landed the aircraft in autorotation on Lasa airfield that was directly in front of him. An observer on the ground reported the presence of white smoke from the exhaust pipe. On the ground, the preliminary inspection did not reveal any finding likely to explain the event. Minor damages to the helicopter due to the hit of one of the main rotor blades against the tail boom happened during touch-down. No injuries were reported by the three persons onboard (pilot included).



Picture 1: Eurocopter AS350B2 registration marks I-AIRY.



Picture 2: Data showed by “Monitair”.

The “Monitair” system evidenced an in flight shut down of the engine (picture 2).

2. Technical Investigation.

First examinations of engine and wreckage performed by Operator and all parties involved in the investigation have shown no discrepancy which could explain the event and no objection to perform a ground run. The ground run evidenced a good operation of the engine up to 83.1% NG on the helicopter.

It was performed an engine boroscope inspection and an engine test on the test bench to the engine manufacturer facilities and no discrepancy was found which could explain the event. In addition was performed an FCU test on the test bench too with same result.

During the release to service actions performed by the Operator on the helicopter, a deep reduction of the fuel flow has been experienced after the “oil to fuel heater” installation point.

The helicopter is equipped with the “oil to fuel heater” P/N 10544D (P&WC P/N3032708), s/n 1993, that is part of the optional Service Bulletin Nr. 28.00.09.

After that has been planned a fuel filter test and an “oil to fuel heater” test to the helicopter manufacturer facilities.

The test on the fuel filter revealed no discrepancy while the test on the “oil to fuel heater” showed a deep reduction between the fuel in to out pressure:

- test with fuel flow 80l/h: Inlet pressure 30 kPa; Outlet pressure 8 kPa (delta P=22 kPa);
- test with fuel flow 180 l/h: Inlet pressure 122 kPa Outlet pressure 1kPa (delta P=121 kPa).

They are values not acceptable for the normal operation of the engine, so a boroscope inspection has been performed on the first part of the inlet section of the component revealing the presence of pollution and debris (picture 4). Following these new evidences, it has been decided to proceed with a test of the “oil to fuel heater” on an engine test bench equipped with fuel filter and FCU, to the engine manufacturer facilities.



Picture 3: “oil to fuel heater”.



Picture 4: pollution and debris found within the “oil to fuel heater” inlet duct.

The test planned included following actions:

- pre start with booster pumps ON during 30 seconds;
- start: N1 increases until flight idle (fuel flow # 80 l/h);
- take off during 15 seconds: N1 increases until PMD (fuel flow # 220 l/h);
- cruise during 3 minutes: N1 decreases to PMC (fuel flow # 170 l/h).

During these tests the pressure has been monitored upstream and downstream the fuel filter, the FCU and the “oil to fuel heater”. The fuel flow and the fuel temperature has been monitored too. The following results have been experienced:

- fuel flow reaches 212 l/h then goes down and the test is stopped;
- FCU inlet pressure is 22 kPa abs (minimum allowable: 120kPa);
- delta P fuel heater 120 kPa at 212 l/h.

Therefore the FCU begins to cavitate at PMC, and at PMD HP pump self suction is not possible any more (fuel flow drops). The FCU inlet pressure is out of limit beyond flight idle.

After that the maintenance tasks required by the maintenance program for the “oil to fuel heater” component have been investigated. They are related only to a general visual inspection or to the hi/low temperature switch test (*AMM 28-93-00, 6-1 – interval 600FH/24M; AMM 28-93-00, 5-1 – interval 1200FH/48M*). Therefore, if the inspections required are “ok”, is not requested any additional check on the fuel flow or any cleaning procedure. For example the component tested has been installed on the helicopter for about 11593 fh, since 1989 (22 years) and its fuel flow capacity has never been tested during this time.

3. Conclusion.

The abnormal pressure drop inside the fuel heater induced cavitation phenomena on the FCU and explains the engine in flight shut down.

The lack of maintenance task on the fuel flow test or on a scheduled cleaning related to the “oil to fuel heater” appears to be linked to the conditions of the component.

4. Recommendation.

Addressee: EASA, Safety Analysis and Research, Postfach 10 12 53, D-50452 Koeln, Germany.

Addressee: FAA, 800 Independence Avenue, SW Washington, DC 20591.

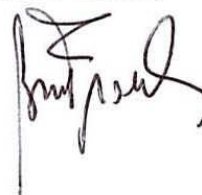
Text

The investigation and the analysis performed demonstrate that the “oil to fuel heater” clogging was the cause of the engine in flight shut down. The lack of specific maintenance task on it has contributed to make not possible to discover the problem before the event.

ANSV - considering the consequences of an “in flight shut down” on a single engine helicopter, considering the main use of this helicopter type for aerial work purposes and within mountain environment that get worse the risk management related to “in flight shut down” events, considering that the installation of the “oil to fuel heater” is an “optional service bulletin” for the helicopter type in subject - recommends EASA and FAA that:

- an additional inspection should be asked as soon as possible to the Operators/Owners of the helicopter type in subject now in operation (equipped with the optional Service Bulletin Nr. 28.00.09), in order to check the “oil to fuel heater” component for pollution presence and for correct fuel flow values (ANSV-16/726-11/1/A/11);
- a scheduled check should be implemented within the maintenance program of the helicopter type in subject (equipped with the optional Service Bulletin Nr. 28.00.09) in order to check the fuel flow of the “oil to fuel heater” component during its operative life and in order to perform its cleaning (ANSV-17/726-11/2/A/11).

President of ANSV
(Prof. Bruno Franchi)





FAA
Aviation Safety

SPECIAL AIRWORTHINESS INFORMATION BULLETIN

SAIB: SW-12-35
Date: June 15, 2012

SUBJ: Oil to Fuel Heater Contamination

This is information only. Recommendations aren't mandatory.

Introduction

This Special Airworthiness Information Bulletin (SAIB) alerts owners and operators of Eurocopter AS350 B, B1, B2 and BA helicopters of a risk of in-flight engine shutdown due to restricted fuel flow thru the optional "oil to fuel heater."

Background

A recent helicopter accident occurred after an in-flight engine shutdown. Investigation revealed that debris was present within the "oil to fuel heater" and the fuel flow from the heater was reduced below limits. It was determined that an abnormal pressure drop was present across the heater and this restricted the fuel flow causing the engine to shutdown.

Recommendations

We recommend that owners/operators continue to maintain the helicopter fuel system in accordance with the applicable maintenance manual and to follow the Eurocopter published Information Notices for preventing fuel contamination to ensure fuel quality. Maintaining the fuel system in accordance with the OEM maintenance manuals in addition to following the Eurocopter Information Notices for the prevention of fuel contamination will prevent future occurrences of this problem.

References

Eurocopter Service Bulletin, Optional, No. 28.00.09, Subject: Fuel - "Fuel Anti-Icing" system, Rev 2, dated March 24, 1998; Eurocopter Information Notice, No. 2145-I-28, Subject: Fuel Quality, dated February 18, 2010; Eurocopter Information Notice, No. 2376-I-28, Subject: Fuel, Contamination of Fuel System - Prevention, detection, eradication, and maintenance actions, dated December 12, 2011

For Further Information Contact

Ed Cuevas, Aviation Safety Engineer, FAA Safety Management Group, ASW-112, 2601 Meacham Blvd., Fort Worth, Texas, 76137; phone: (817) 222-5355; e-mail: ed.cuevas@faa.gov.

I seguenti commenti inviati dal BEA alla bozza della relazione finale non sono stati incorporati nella relazione ANSV.

Chapter 1.6.3

Sistemi di allertamento: change the phrase and add

....in the cockpit "to point out a malfunction linked to a possible occlusion.

Note: the occlusion should lead a fuel pressure drop"

Chapter 1.16.5

- (page 16)

..Fuel flow: 80 l/h: add

"Note: the direct consequence of such a pressure level is to give a fuel pressure indication in the yellow sector (in the cockpit)."

Page 17 : Il secondo ciclo..... add

"Note : From the first cycle flow/pressure, the fuel get out the heather coloured in brown"

Page 18: Add

"Note: Regarding the noted occlusion, the amount oi pollution collected is insignificant"

Page 19: After "Esse sono state programmate..."

"Note: After a first presentation of the analysis, it had been acknowledged that the collection of the pollution should had been done opening the fuel heather the presence of all the parties."

Chapter 1.17

Add:

"Note: the quality and the environmental conditions of the refuelling remain under the operator responsibility.

Eurocopter quality fuel informations :

- *Safety Information Notice N° 2478.S.00 traitant des rappels d'utilisation des carburants affectés par la pollution type FAME*

- *Information Notice N° 2145-I-28 sur la qualité des carburants*

- *Information Notice N° 2376-I-28 sur la pollution du système de carburant - Prévention, détection, éradication et actions de maintenance."*

Chapter 1.18.2

Page 22

Potenziali effete danosi sui materiali utilizzati .. **Which !?**

Chapter 2.1

Note : In the conditions reported, the pilot had the possibility to observe the fuel pressure drop (yellow sector of the indicator)

Chapter 2.2

Page 26

Test sul Oil to fuel heather :

Tale prova dimostra : change inconfutabilmente into **Most probably.**

Page 27:

Regarding the rates 52% and 32%, *"the pollution should had not been stopped"*.

La loro presenza aveva occluso quasi completamente il condottodi entrata del componente (foto 13 ADD *"on which the carbonization aspect is not visible in spite of the picture 16)*

Chapter 2.3

Page 30 : After "... prima installazione" :

Add the note : "*No planned monitoring because the pressure indication in the cockpit should alarm the pilot.*"

Chapter 3.1

Page 31

After ...67 ppm.

Add a note : *precise and confirm the cleanness of the internal fuselage tank.*

Page 32

After : *Le analisi effettuate sul materiale recuperate...oil to fuel eather.*

Note that : *We think that the quasi lack of FAME during the analysis is due to the previous test done and the mode of extraction of the pollution which have clean or eliminate the presence of FAME.*

Regarding the safety recommendations: *would you please take in account our previous comments.*

End of comments.