

RAPPORTO D'INCHIESTA

**INCONVENIENTE GRAVE
OCCORSO ALL'AEROMOBILE
B767-300ER, marche 5Y-QQQ
località aeroporto di Roma Fiumicino
28 luglio 2004**

AGENZIA NAZIONALE
PER LA SICUREZZA DEL VOLO

www.ansv.it

e-mail: safety.info@ansv.it

INDICE

INDICE	I
OBIETTIVO DELL'INCHIESTA TECNICA	III
PREMESSA	IV
CAPITOLO I – INFORMAZIONI SUI FATTI	1
1. GENERALITA'	1
1.1. STORIA DEL VOLO	1
1.2. LESIONI RIPORTATE DALLE PERSONE	7
1.3. DANNI RIPORTATI DALL' AEROMOBILE	7
1.4. ALTRI DANNI	8
1.5. INFORMAZIONI RELATIVE AL PERSONALE	9
1.5.1. Equipaggio di condotta	9
1.5.2. Esperienza di volo	9
1.5.3. Equipaggio di cabina	9
1.6. INFORMAZIONI SULL' AEROMOBILE	10
1.6.1. Dati tecnico-amministrativi	10
1.6.2. Caratteristiche principali motori famiglia PW 4000-94"	11
1.6.3. Manutenzione effettuata sul motore PW 4060-3, S/N 724724	12
1.7. INFORMAZIONI METEOROLOGICHE	12
1.8. ASSISTENZA ALLA NAVIGAZIONE	12
1.9. COMUNICAZIONI	12
1.10. INFORMAZIONI SULL' AEROPORTO	13
1.11. REGISTRATORI DI VOLO	13
1.12. ESAME DEL RELITTO	15
1.13. INFORMAZIONI DI NATURA MEDICA E PATOLOGICA	15
1.14. INCENDIO	15
1.15. ASPETTI RELATIVI ALLA SOPRAVVIVENZA	16
1.16. PROVE E RICERCHE EFFETTUATE	16
1.16.1. Generalità	16
1.16.2. Prove su aeromobile e motore incidentato	16

1.17. INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI	34
1.18. INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI	35
1.18.1. Precedenti casi simili di rottura della 1st Stage HPT Inner Air Seal.	35
1.19. TECNICHE DI INDAGINE UTILI O EFFICACI.	37
CAPITOLO II - ANALISI	39
2. ANALISI EVIDENZE	39
2.1. ANALISI DATI REGISTRATORI DI VOLO	39
2.2. PROVE DI LABORATORIO E SMONTAGGIO DEL MOTORE	46
2.3. ANALISI AZIONI MANUTENTIVE EFFETTUATE	47
2.4. ANALISI DOCUMENTAZIONE MANUTENTIVA	50
CAPITOLO III - CONCLUSIONI	51
3. CONCLUSIONI	51
3.1. EVIDENZE.	51
3.2. CAUSA PROBABILE	53
CAPITOLO IV - RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA	55
4. RACCOMANDAZIONI	55
ELENCO ALLEGATI	56

OBIETTIVO DELL'INCHIESTA TECNICA

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

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

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

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

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

PREMESSA

L'evento si è verificato il giorno 28 luglio 2004, alle ore 00.11 UTC¹ (02.11 ora locale), sull'aeroporto intercontinentale di Roma Fiumicino FCO (codice ICAO: LIRF) ed ha interessato l'aeromobile B767-300ER marche 5Y-QQQ, operato dalla East African Safari Air (EASA). L'aeromobile effettuava il volo HSA 1458 (Milano Malpensa – Roma Fiumicino – Zanzibar) ed era diretto a Zanzibar con 165 passeggeri e 10 membri di equipaggio a bordo (8 assistenti di volo e 2 piloti). Dopo circa 11 minuti dal decollo, l'aeromobile faceva rientro immediato a FCO per un incendio al motore sinistro. L'ANSV è stata avvertita dall'ENAV SpA per le vie brevi.

Dopo aver espletato le azioni di coordinamento tra l'ANSV e l'autorità giudiziaria, sono state effettuate le prove funzionali sull'aeromobile e sul motore, allo scopo di accertare la causa immediata dell'incendio. Dalle analisi visive esterne effettuate pochi giorni dopo l'evento, è risultato che l'avaria che ha determinato l'evento ha interessato una tubazione di ritorno dell'impianto di lubrificazione del motore. Il cedimento di tale tubazione ha provocato la completa fuoriuscita dell'olio motore ad alta temperatura, che ha determinato l'incendio all'interno della carenatura e contestualmente l'avviso d'incendio motore sinistro in cabina di pilotaggio ed il successivo spegnimento da parte del pilota, secondo la procedura prevista.

L'avaria che ha determinato l'incendio ha interessato solo la parte motore sinistro ed accessori interni e non altri sistemi dell'aeromobile.

Sono state effettuate delle specifiche indagini sul motore, dettagliate nel presente rapporto, allo scopo di determinare la causa immediata che ha determinato l'incendio al motore.

¹ UTC: Universal Coordinated Time. Orario riferito al meridiano di Greenwich, che, il giorno dell'evento, corrispondeva a due ore in meno rispetto all'ora locale.

CAPITOLO I

INFORMAZIONI SUI FATTI

1. GENERALITA'

L'aeromobile 5Y-QQQ era atterrato a Roma Fiumicino (FCO) il 27 luglio 2004, alle ore 19.09 UTC (21.09 locali), la sera precedente il giorno dell'evento, proveniente da Milano Malpensa (MXP) ed operante il volo HSA 1458 (Milano MXP – Roma FCO – Zanzibar ZNZ).

1.1. STORIA DEL VOLO

Tratta Milano Malpensa – Roma Fiumicino (27 luglio 2004).

Tutte le fasi preparatorie del volo e l'effettuazione dello stesso si sono svolte regolarmente. L'accensione dei motori è stata effettuata normalmente ed il funzionamento degli stessi non ha fatto registrare alcuna anomalia. I valori dei parametri motore registrati dal Flight Data Recorder (FDR) confermano in effetti il normale funzionamento. Il tempo di avviamento da zero al regime minimo di 65% RPM di N2 (giri albero alta pressione del compressore e della turbina), pari a 68 secondi circa per il motore sinistro e 72 secondi per il motore destro, è stato, infatti, congruente con un normale funzionamento.

Durante il volo, della durata di circa 47 minuti, non è stata riportata alcuna anomalia dall'equipaggio di condotta, fatta eccezione per la fase relativa al rullaggio dopo l'atterraggio a Roma Fiumicino.

Il comandante ha riportato, infatti, che alcune indicazioni sulla strumentazione di volo, ed in particolare quelle relative ai motori, erano scomparse per alcuni istanti (l'indicazione di giri N2 dei motori, il Fuel Flow e l'indicazione della vibrazione ai motori). Inoltre, l'indicatore della quantità di olio del motore sinistro (N.1) avrebbe segnato per qualche secondo il valore zero, per poi ritornare ad un valore normale. Non sono state riportate vibrazioni di alcun genere all'interno della cabina di pilotaggio e passeggeri.

Anche il copilota, nella sua dichiarazione, ha confermato la situazione delle indicazioni anomale della strumentazione di bordo relativamente ai parametri del motore sinistro durante la fase di rullaggio per il raggiungimento del parcheggio assegnato.

Tali anomalie sono state riportate dal comandante al responsabile della manutenzione di linea una volta al parcheggio, ma non sono state registrate nel Quaderno tecnico di bordo (Airplane Technical Logbook –ATL).

I tecnici della manutenzione hanno effettuato delle ispezioni visive ad entrambi i motori, verificando la quantità di olio motore, ma non hanno rilevato alcunché di significativo.

Tratta Roma FCO- Zanzibar.

Imbarcati i passeggeri, dopo aver completato le operazioni di pre-volo, l'aeromobile ha lasciato l'area di parcheggio (T3) alle 22.20 locali, per dirigersi verso la pista di volo assegnata. Poco dopo aver lasciato l'area, sia in cabina di pilotaggio, sia in cabina passeggeri, si sono avvertite delle vibrazioni provenienti dalla zona sinistra dell'aeromobile. L'indicatore di quantità di olio motore sinistro segnava inoltre zero, secondo quanto riportato dal comandante. L'equipaggio decideva di interrompere il rullaggio e ritornare al parcheggio per effettuare i necessari controlli. La nuova area di parcheggio assegnata era la N7 ed il comandante, a scopo cautelativo, spegneva il motore sinistro, raggiungendo il parcheggio con l'ausilio del solo motore destro.

Dall'analisi dei parametri motore del FDR non è emersa alcuna anomalia durante la fase di accensione dei motori. Entrambi hanno raggiunto le condizioni di minimo (IDLE pari a circa il 65% RPM di N2) in circa 67 secondi, tempo compatibile con le normali condizioni di funzionamento. Dopo circa 2 minuti dalla messa in moto, però, la EGT del motore sinistro ha subito un aumento in corrispondenza di una momentanea diminuzione dell'N2 (circa il 3% al di sotto dell'IDLE). E' in questo momento, in effetti, che l'equipaggio ha riportato le vibrazioni provenienti dalla parte sinistra dell'aeromobile.

Giunti al parcheggio, venivano effettuati dei controlli visivi al motore sinistro dai tecnici della società incaricata, da parte dell'operatore dell'aeromobile, di effettuare i controlli pre-post volo e di eseguire gli interventi manutentivi di linea, senza che venisse riscontrato nulla di anomalo. La quantità di olio motore sinistro era nella norma. Tali controlli venivano effettuati con i passeggeri ancora imbarcati e non potendo determinare direttamente la causa della vibrazione riportata dall'equipaggio, i tecnici, coordinati dal responsabile della manutenzione, decidevano di effettuare dei controlli più accurati con i motori in moto ad un regime superiore a quello di minimo, con N1 fino al 90% RPM circa. Ciò al fine di evidenziare eventuali anomalie-vibrazioni non rilevabili con i motori a regime di funzionamento minimo (IDLE).

Si è reso pertanto necessario sbarcare i passeggeri e posizionare l'aeromobile nella zona coordi-

nata con il controllo del traffico aereo per effettuare i suddetti controlli. A bordo dell'aeromobile vi erano, oltre all'equipaggio di volo, anche due tecnici della manutenzione.

La fase di accensione dei motori si è svolta regolarmente, con i motori che hanno raggiunto le condizioni di IDLE in tempi compatibili con un normale funzionamento (circa 68 secondi per il motore sinistro e 65 secondi per quello destro).

Dopo aver raggiunto l'area assegnata, prima di procedere alle prove, un tecnico si posizionava in cabina di pilotaggio insieme ai due piloti, mentre l'altro in cabina passeggeri, al fine di riportare eventuali indicazioni di vibrazione.

Nel corso delle prove effettuate non si sono riscontrate anomalie-vibrazioni; le indicazioni in cabina dei parametri motore erano congruenti e il livello delle vibrazioni era nella norma.

Nessun messaggio di allerta e/o di attenzione è stato rilevato in cabina di pilotaggio durante tutta la fase di prova e nessun avviso è stato riportato dal tecnico posto in cabina passeggeri relativamente ad anomalie del livello vibratorio.

Nonostante però non fosse stata individuata la causa della vibrazione riportata dall'equipaggio nel precedente rullaggio, si decideva comunque di ritornare al parcheggio e di riprendere le operazioni di imbarco dei passeggeri, onde iniziare il volo per la destinazione finale.

Il tecnico responsabile della manutenzione ha dichiarato pertanto efficiente l'aeromobile, riportando le necessarie autorizzazioni sull'Airplane Maintenance Log Page ("ACFT CONSIDERED SERVICEABLE").

Il comandante, sulla base delle evidenze disponibili, decideva di effettuare il volo per la destinazione finale. Tutto, in effetti, era ritornato nella norma per quanto riguardava le indicazioni della strumentazione di bordo e il livello delle vibrazioni, sebbene comunque non fosse stata determinata la causa delle anomalie evidenziate in precedenza.

Imbarcati nuovamente i passeggeri e ricevuta la necessaria autorizzazione, l'aeromobile ha iniziato la procedura di messa in moto. Secondo quanto riportato dall'equipaggio di condotta le operazioni di accensione dei motori si sono svolte regolarmente con i parametri nella norma. Dall'analisi, però, dei dati del FDR, si è notato che il tempo di accensione del motore sinistro da 0% RPM di N2 fino alla stabilizzazione al valore minimo (IDLE) pari a 65% RPM era intorno ai 120 secondi, quasi il doppio rispetto alle tre precedenti accensioni (la prima a Milano MXP e due a Roma FCO) e rispetto anche al tempo impiegato dal motore destro. Il tempo di accensio-

ne e stabilizzazione al valore corrispondente ad IDLE del motore destro è stato, infatti, pari a circa 65 secondi, compatibile con un normale funzionamento.

L'aeromobile era stato autorizzato a seguire la procedura standard di uscita strumentale (SID) TEA5A con limitazione di quota iniziale a 4000 piedi. Dopo il decollo, avvenuto alle 23.59 UTC per pista 16L, il volo HSA 1458 riceveva l'istruzione dalla Torre di controllo a contattare il Centro regionale di controllo di Roma (ACC) per la successiva fase del volo. Dopo il cambio di frequenza radio, il controllore di Roma ACC confermava il positivo contatto radar e rilasciava l'autorizzazione a salire al livello di volo (FL) 150 e procedere diretto al punto TEA.

Durante la corsa di decollo e la fase di salita iniziale i parametri motore erano nella norma e non venivano riportate vibrazioni. Giunti ad una quota di circa 1000-1500 piedi, secondo quanto dichiarato dal comandante, l'indicazione della quantità di olio del motore sinistro era pari a zero. Pochi secondi dopo, compariva una indicazione sul Secondary Engine Display relativa ad una anomalia della temperatura del sistema dell'olio di lubrificazione del motore sinistro, notata anche dal copilota, che ha potuto leggere sul display la dicitura "L SCAV TEMP 1".

Sulla base dei dati del FDR, si è constatato che nella fase di salita, dopo circa 70 secondi dal decollo, a 3300 piedi circa di quota, si accendeva in cabina di pilotaggio la spia "MASTER WARNING, L ENG FIRE" e si attivavano gli avvisi sonori che segnalavano all'equipaggio una situazione di incendio al motore N.1 (sinistro).

Il comandante svolgeva le mansioni di Pilot Flying (PF)², mentre il copilota, in qualità di Pilot Not Flying (PNF)³, aveva il compito di coadiuvare il PF nella fase di decollo, con il compito di occuparsi delle comunicazioni radio con gli enti del traffico aereo, di monitorare i parametri dei vari sistemi dell'aeromobile e in particolare prestare attenzione all'insorgenza di eventuali avarie. Nel caso particolare, le prime comunicazioni radio con Roma ACC a seguito dell'emergenza sono state effettuate dal PNF, ma, vista la non chiarezza delle stesse, interveniva in frequenza il comandante stesso, confermando la dichiarazione di emergenza in modo più chiaro, chiedendo anche un vettoramento radar per la pista 34R. Roma ACC autorizzava la procedura di avvicinamento per la pista 34R, l'atterraggio a discrezione e la discesa alla quota di 1500 piedi. L'aeromobile manteneva la quota di circa 4000 piedi e nel frattempo l'equipaggio di condotta

² Pilot Flying (PF): è il pilota ai comandi che, indipendentemente dalle sue funzioni gerarchiche a bordo, ha il compito del pilotaggio dell'aeromobile, sia manuale che mediante l'uso dell'autopilota.

³ Pilot Not Flying (PNF): è l'altro pilota ai comandi, che assiste il PF sorvegliando l'andamento del volo ed annunciando tempestivamente le eventuali deviazioni dalla normalità rilevate. Collabora con il PF in ogni fase di volo, eseguendo le operazioni complementari al pilotaggio.

provvedeva ad effettuare la procedura prevista per spegnere l'incendio al motore. Chiusa la valvola di immissione combustibile al motore in avaria, veniva scaricata la prima bombola di estinguente nel motore sinistro, azionando l'apposita leva in cabina di pilotaggio. Non avendo tale operazione sortito alcun effetto, dato che le indicazioni in cabina confermavano ancora la presenza di fuoco al motore, si procedeva a scaricare la seconda ed ultima bombola di estinguente (vedasi foto sottostante con evidenziata la posizione della leva relativa all'azionamento della



Piantana centrale cabina di pilotaggio: notare, nel riquadro, la leva sinistra ruotata verso destra, ad indicazione dell'azionamento della seconda scarica di estinguente.

scarica di estinguente al motore sinistro).

Il comandante coordinava inoltre con il responsabile degli assistenti di cabina la possibilità di effettuare un'evacuazione di emergenza dopo l'atterraggio, nel caso in cui ciò fosse stato necessario. Dopo aver ricevuto da parte del controllore di Roma ACC le istruzioni per il posizionamento all'atterraggio per la pista 34R, l'equipaggio, con l'aeromobile in discesa per 1000 piedi, chiedeva se fosse aperta la pista 34L, ricevendo risposta affermativa; l'aeromobile veniva quindi autorizzato all'avvicinamento per quest'ultima pista ed istruito a contattare la Torre di controllo di Fiumicino per la fase finale di atterraggio.

Gli avvisi di incendio al motore sinistro non erano più presenti dopo la seconda scarica di estinguente e l'aeromobile, dopo 11 minuti di volo, alle ore 00.11 UTC circa, effettuava regolarmente l'atterraggio per pista 34L, omettendo, però, di contattare in frequenza il controllore di Torre.



Motore sinistro: notare i danni nella parte inferiore.



Motore sinistro: particolare danni esterni.

L'atterraggio avveniva comunque regolarmente, senza creare problemi di traffico.

Dato l'elevato peso dell'aeromobile, durante la corsa di decelerazione, a causa della elevata temperatura raggiunta dai pneumatici e ceppi freni, intervenivano i fusibili, che sgonfiavano (ciò per evitarne lo scoppio, condizione potenzialmente pericolosa per la sicurezza dell'aeromobile) alcune ruote del carrello principale. L'aeromobile lasciava la pista e si arrestava sulla pista di rullaggio Alpha. Il comandante chiedeva ai Vigili del fuoco (VVF) dalla porta 1L (parte sinistra anteriore dell'aeromobile) di verificare le condizioni del motore sinistro. I VVF, allertati dalla Torre di controllo e già posizionati ai lati della pista per l'eventuale intervento, non ravvisando eventuali pericoli per la sicurezza dei passeggeri, segnalavano al comandante che era possibile iniziare l'abbandono dell'aeromobile. Non vi era, in effetti, la presenza di fuoco proveniente dal motore sinistro e/o da altre parti dell'aeromobile.

I passeggeri sbarcavano dall'aeromobile dalla parte destra dell'aeromobile, senza particolari problemi.

1.2. LESIONI RIPORTATE DALLE PERSONE

<i>lesioni</i>	<i>equipaggio</i>	<i>passeggeri</i>	<i>altri</i>
mortali	-	-	-
gravi	-	-	-
lievi	-	-	-

1.3. DANNI RIPORTATI DALL'AEROMOBILE

Alcuni pneumatici del carrello principale (due del carrello principale sinistro e uno del carrello principale destro) si sono sgonfiati per l'intervento dei fusibili - posti a protezione degli stessi - per l'eccessiva temperatura raggiunta a causa dell'atterraggio, effettuato con un peso superiore al peso massimo consentito. In particolare, si sono sgonfiati solo tre degli otto pneumatici del

carrello principale, due del sinistro ed uno del destro.

L'ispezione visiva effettuata sull'aeromobile ha confermato che vi è stato un incendio, che ha interessato tutta la parte inferiore del motore sinistro. Nella zona delle palette del fan (parte anteriore del motore) non sono stati riscontrati segni di sovratemperatura e/o di corpi estranei che abbiano potuto determinare un malfunzionamento e/o che abbiano potuto generare un incendio. Nella parte posteriore del cono di scarico era visibile una chiazza di olio proveniente dall'inter-



Particolare cono di scarico del motore sinistro: notare la chiazza di olio.

no del motore sinistro.

La verifica effettuata a bordo utilizzando le informazioni dell'EICAS (Engine Indication Crew Alerting System) ha confermato che, in effetti, la quantità di olio nel motore sinistro era pari a 0 unità, mentre quella del motore destro era nella norma (21 unità).

L'analisi dei dati del registratore di bordo ha confermato, infatti, che vi è stata una diminuzione della quantità di olio dal motore sinistro, iniziata subito dopo la fase di decollo, con un contestuale aumento della temperatura dell'olio stesso. Alla quota di circa 3300 piedi vi è stata l'accensione della spia che avvertiva l'equipaggio della presenza di un incendio al motore sinistro, che veniva comunque spento con l'ausilio delle bombole di estinguente azionate dall'equipaggio prima dell'atterraggio.

1.4. ALTRI DANNI

Nessuno, in particolare, da rilevare.

1.5. INFORMAZIONI RELATIVE AL PERSONALE

1.5.1. Equipaggio di condotta

Comandante: maschio, nazionalità italiana, età 40 anni.

Titoli aeronautici: licenza pilota di linea in corso di validità.

Controllo medico: in corso di validità.

Copilota: maschio, nazionalità belga, età 32 anni.

Titoli aeronautici: licenza di pilota di linea in corso di validità.

Controllo medico: in corso di validità.

1.5.2. Esperienza di volo

Comandante

Ore di volo totali: 7134h 45'.

Ore di volo totali sul B767-300 ER: 1289h 40' in qualità di comandante e 3332h come copilota.

Ore di volo negli ultimi 90 gg: 143h 25'.

Ore di volo negli ultimi 60 gg: 113h 35'.

Ore di volo negli ultimi 30 gg: 65h 35'.

Copilota

Ore di volo totali: 2727h 59'.

Ore di volo negli ultimi 90 gg: 143h 57'.

Ore di volo negli ultimi 60 gg: 75h 02'.

Ore di volo negli ultimi 30 gg: 67h 37'.

1.5.3. Equipaggio di cabina

I membri dell'equipaggio di cabina erano addestrati e qualificati in accordo alla normativa in vigore.

1.6. INFORMAZIONI SULL'AEROMOBILE

1.6.1. Dati tecnico-amministrativi

Tipo di aeromobile:	B767-31AER.
Marche di immatricolazione:	5Y-QQQ (immatricolazione Stato del Kenya).
Numero di serie:	27619.
Anno di costruzione:	1996.
Certificato di immatricolazione:	n. 1931.
Certificato di navigabilità:	n. 2059, in corso di validità.
Certificato di assicurazione:	in corso di validità.
Proprietario:	International Lease Finance Corporation.
Esercente:	East African Safari Air Ltd.
Ultima ispezione eseguita:	A ⁴ e C ⁵ nel maggio 2004.
Ore/cicli totali aeromobile:	42.590h, 8386 cicli.
Quantità di carburante al decollo:	45.100 kg.
Programma di manutenzione:	del costruttore.
Motori installati:	Pratt&Whitney tipo 4060-3. Destro: S/N 724725. Sinistro: S/N 724724.

⁴ I check di tipo A sono effettuati ogni 650 ore e i MCDs (Magnetic Chip Detectors) sono controllati.

⁵ I check di tipo C sono effettuati ogni 18 mesi o 6.000 ore, quale delle due limitazioni viene raggiunta per prima.

1.6.2. Caratteristiche principali motori famiglia PW 4000-94”



Motore della serie PW 4000.

Il motore sinistro installato sull'aeromobile 5Y-QQQ era il modello PW 4060-3 numero di serie S/N 724724, appartenente alla famiglia dei motori Pratt&Whitney PW 4000-94”. Esso sviluppa una spinta di 62.000 libbre circa (27.900 kg) al livello del mare, con un rapporto di by-pass di 4.8 ed è installato su aeromobili B767, B747, MD-11, A300 e A310 (gli ultimi 4 modelli di aeromobili montano motori della stessa famiglia PW 4000-94”). E' un motore turbofan a doppio albero, flusso assiale e alto valore di by-pass, con un fan, un compressore di bassa pressione a 4 stadi (Low Pressure Compressor, LPC), un compressore di alta pressione (High Pressure Compressor, HPC) a 11 stadi, una camera di combustione anulare, una turbina di alta pressione (High Pressure Turbine, HPT) a 2 stadi ed una turbina a 4 stadi di bassa pressione (Low Pressure Turbine, LPT). La turbina di alta pressione è coassiale con l'HPC, mentre quella di bassa con il LPC. Nella foto inclusa nel paragrafo è rappresentato un motore della famiglia PW 4000-94”. Sulla base dei dati forniti dalla FAA (Federal Aviation Administration), l'autorità dell'aviazione civile statunitense, aggiornati al 31 maggio 2004, il numero dei motori della famiglia PW 4000 attualmente in servizio a livello mondiale è di 2081, utilizzati da 82 operatori diversi. La percentuale di affidabilità in termini di impiego è superiore al 99,00 %, con un rateo di spegnimento in

volo (In-Flight Shut Down, IFSD) di 0,008 per 1000 ore di volo. La certificazione della FAA per l'impiego di tali motori su aeromobili B767 è stata rilasciata nel luglio 1993.

1.6.3. Manutenzione effettuata sul motore PW 4060-3, S/N 724724

Sulla base della documentazione manutentiva disponibile, si è potuto accertare che il motore ha accumulato 35.130 ore e 6.752 cicli di funzionamento dalla costruzione. Dall'ultima revisione generale (*overhaul*), effettuata nel luglio del 2002 presso un centro di revisione certificato, ha totalizzato circa 4.101 ore e 1.220 cicli di funzionamento.

Le principali operazioni di manutenzione nel corso della citata *overhaul* hanno riguardato il primo stadio della turbina di alta pressione (*blade tip distress*) e la completa *performance restoration* di alcuni moduli (*diffuser/combustor*), che includono anche il cuscinetto N. 3.

Il motore è stato installato sull'aeromobile 5Y-QQQ il 23 ottobre 2002 ed è stato in esercizio presso l'operatore coinvolto nell'evento dal 17 maggio 2003.

L'aeromobile ha effettuato un check A nel mese di marzo 2004 e un check A/C nel maggio del 2004. Nessun problema correlabile con la dinamica dell'evento è stato riscontrato nel corso delle citate ispezioni.

1.7. INFORMAZIONI METEOROLOGICHE

Le condizioni meteorologiche pochi minuti prima dell'evento sull'aeroporto di Fiumicino, alle 23.12 UTC, erano caratterizzate da vento proveniente da 040°, intensità 10 nodi, visibilità oltre i 10 km, temperatura esterna di 23° C, temperatura di rugiada di 11° C e QNH di 1012 HPa.

Il METAR delle 23.45 riportava: vento proveniente da 030°, intensità 9 nodi, CAVOK, temperatura 22/10 Q1012 NOSIG.

Tali condizioni non presentavano elementi di criticità ricollegabili alla dinamica dell'evento.

1.8. ASSISTENZA ALLA NAVIGAZIONE

Non pertinente (n.p.).

1.9. COMUNICAZIONI

Non si sono registrati problemi tecnici relativi alle comunicazioni radio tra l'aeromobile e gli enti di controllo del traffico aereo. L'aeromobile ha dichiarato emergenza poco dopo il decollo,

quando in contatto con Roma ACC; quest'ultimo ente ha coordinato con la Torre di controllo di Fiumicino il rientro all'aeroporto dell'aeromobile. L'aeromobile, sebbene istruito a contattare la Torre di controllo prima dell'atterraggio, non ha mai stabilito il necessario contatto radio con quest'ultimo ente di controllo. Ciò non ha comunque comportato problemi di traffico sull'aeroporto e l'atterraggio si è svolto senza ulteriori inconvenienti.

1.10. INFORMAZIONI SULL'AEROPORTO

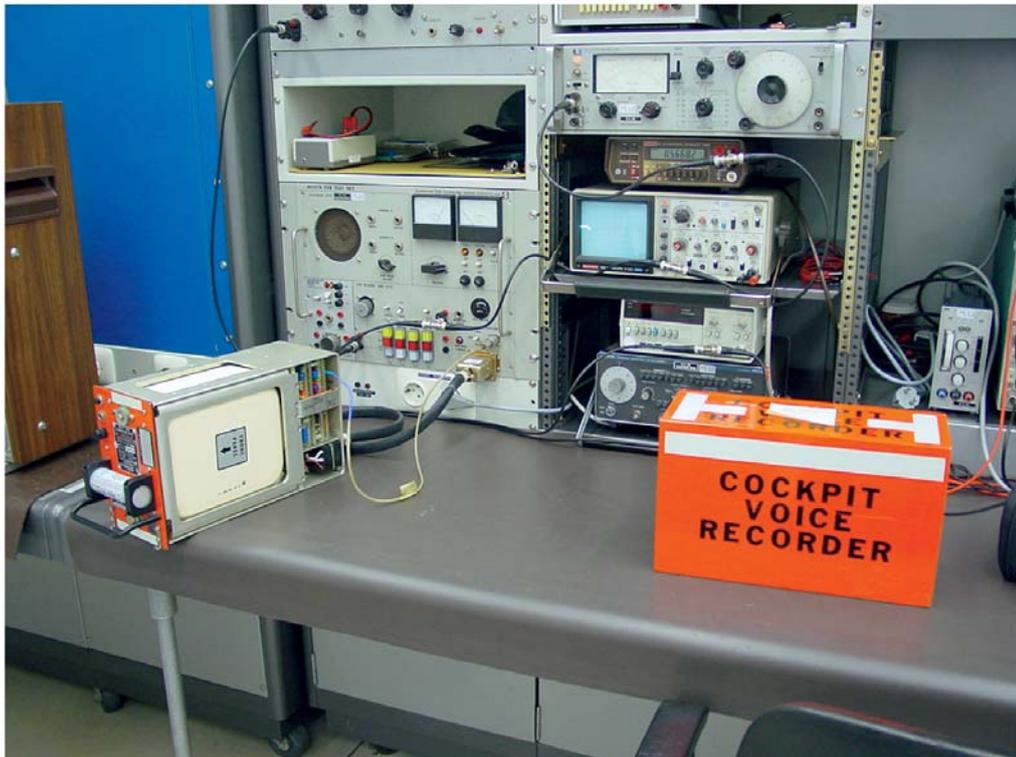
L'aeroporto di Roma Fiumicino ha un'elevazione di 13 piedi sul livello del mare ed è dotato di tre piste, di cui due parallele (16L/34R orientata per 163°/343° e 16R/34L orientata per 162°/342°) ed una ortogonale alle due precedenti, denominata 07/25, orientata per 069°/249°.

1.11. REGISTRATORI DI VOLO

Sull'aeromobile erano installati un registratore dei dati di volo Universal Flight Data Recorder Sundstrand P/N 980-4100-DXUN, S/N 2887, di seguito indicato con l'acronimo FDR, ed un registratore delle voci e rumori in cabina di pilotaggio (Cockpit Voice Recorder, CVR) Sundstrand AV557C, P/N 980-6005-076, S/N 13051. Entrambi sono stati rimossi il giorno dell'evento da parte di personale tecnico qualificato con la supervisione dell'investigatore incaricato dell'ANSV e messi a disposizione per la successiva decodifica. La decodifica dell'FDR è stata effettuata presso il laboratorio dell'ANSV il 2 agosto 2004 e vi hanno partecipato i rappresentanti dell'omologa autorità investigativa statunitense (National Transportation Safety Board, NTSB), della FAA, della Boeing e della Pratt&Whitney. Ciò ha consentito di valutare preliminarmente le condizioni dei vari sistemi dell'aeromobile, con particolare riferimento ai parametri dei motori e di indirizzare quindi le successive indagini sull'aeromobile e sul motore sinistro, allo scopo di determinare la causa primaria dell'evento.

Il CVR è stato decodificato presso il laboratorio di una compagnia aerea⁶ il 21 settembre 2004, ma non è stato possibile ricavare alcuna informazione utile a comprendere l'evento. Il CVR ha continuato a funzionare con l'aeromobile fermo in pista e successivamente al parcheggio: a seguito di tale funzionamento, i dati relativi alla fase dell'evento sono stati soprascritti. La registrazione è infatti di durata pari a 30 minuti circa, con riscrittura dei dati ogni 30 minuti (*endless loop pattern*).

⁶ Essendo un modello di vecchio tipo, non è stato possibile effettuare la decodifica presso il laboratorio della ANSV. La decodifica è stata realizzata grazie all'utilizzo del test set AV557A, disponibile presso il laboratorio di una compagnia aerea.



CVR collegato all'apparato di scarico dati (test set AV557A).

Di seguito si illustreranno, in dettaglio, solo i dati ricavati dall'FDR, in quanto gli unici disponibili per la comprensione dell'evento e la determinazione della causa dell'incendio al motore. Il file dei dati cosiddetti grezzi dell'FDR (*raw data*) è stato successivamente elaborato utilizzando un programma software *ad hoc* in dotazione all'ANSV, "Insight Analysis", versione per sistemi operativi tipo Windows del programma "Recovery, Analysis and Presentation System (RAPS)", installato presso lo stesso laboratorio dell'ANSV e funzionante con sistema operativo UNIX. Con "Insight Analysis" è possibile decodificare, analizzare e presentare in forma tabulare e grafica i dati contenuti negli FDR. Per poter decodificare correttamente la sequenza dei dati occorre utilizzare un file in formato "ffd" (*frame format descriptor*), che varia in funzione dei vari aeromobili e della particolare FDAU installata (Flight Data Acquisition Unit, interfaccia tra i sensori dell'aeromobile e l'FDR). Nel caso in esame, l'ANSV ha ottenuto dalla Boeing il file "ffd" valido per il B767 coinvolto nell'evento.

L'analisi dei dati FDR ha avuto un ruolo fondamentale nell'indirizzare subito le indagini per la determinazione della causa primaria dell'incendio al motore sinistro.

Oltre ai dati relativi all'evento sono stati analizzati, viste le caratteristiche tecniche dell'FDR, capace di contenere fino a 25 ore di registrazione, i voli precedenti, allo scopo di verificare se vi fossero stati eventuali segnali di incipienti avarie/anomalie nel funzionamento del motore sinistro.

L'analisi dei dati dell'FDR è riportata in dettaglio nel paragrafo 2.1.

1.12. ESAME DEL RELITTO

L'ispezione effettuata nel corso dei sopralluoghi effettuati ha confermato che vi è stato un incendio che ha interessato esternamente la parte inferiore del motore sinistro ed internamente la parte relativa alla zona del primo stadio della turbina di alta pressione e la zona del cuscinetto N. 3. Altre evidenze sono rintracciabili nel precedente paragrafo 1.3. e nel successivo 1.16. (Prove e ricerche effettuate).

1.13. INFORMAZIONI DI NATURA MEDICA E PATOLOGICA

Come è già stato riportato in precedenza, non è stato necessario effettuare l'evacuazione di emergenza dall'aeromobile dopo l'atterraggio, date le condizioni sicure e sotto controllo. L'incendio non ha interessato altre parti dell'aeromobile e non vi sono state condizioni critiche all'interno delle cabine di pilotaggio e passeggeri.

Nessuno dei passeggeri e membri di equipaggio a bordo dell'aeromobile ha riportato lesioni di alcun genere.

1.14. INCENDIO

Come già rappresentato nei paragrafi precedenti, l'incendio ha interessato il motore sinistro, prontamente spento dall'equipaggio di condotta con i sistemi disponibili quando ancora l'aeromobile era in volo. L'avviso di incendio al motore sinistro è scomparso nella fase finale dell'avvicinamento prossima all'atterraggio.

L'incendio è rimasto contenuto all'interno dello stesso motore e non ha interessato altre parti dell'aeromobile.

1.15. ASPETTI RELATIVI ALLA SOPRAVVIVENZA

N.p.

1.16. PROVE E RICERCHE EFFETTUATE

1.16.1. Generalità

Allo scopo di individuare la causa primaria che ha determinato l'incendio al motore sinistro, sono state effettuate, in coordinamento con l'NTSB, delle prove specifiche sul motore incidentato. Ad esse hanno partecipato come osservatori rappresentanti della FAA (in quanto responsabile per la certificazione di tipo dell'aeromobile e del motore), della Pratt&Whitney (P&W, costruttore del motore PW4000), della Boeing (costruttore dell'aeromobile B767), dell'operatore dell'aeromobile (non sempre presente) e della società che curava la manutenzione di linea sull'aeromobile e sul motore per conto dell'operatore.

1.16.2. Prove su aeromobile e motore incidentato

Si riportano, di seguito, in ordine temporale, le prove ed analisi più significative effettuate nel corso dell'inchiesta.

28 luglio 2004 - Primo sopralluogo aeromobile.

Sopralluogo sull'aeromobile effettuato dall'ANSV e da rappresentanti della società che curava la manutenzione dell'aeromobile e della Boeing, nel corso del quale si sono solo effettuate delle ispezioni visive all'aeromobile ed al motore sinistro (senza apertura delle cappottature esterne). Con l'ausilio dei tecnici qualificati sono stati rimossi i registratori dei dati di bordo (FDR e CVR) per le successive decodifiche ed analisi.

30 luglio 2004 (prima fase).

Sopralluogo sull'aeromobile effettuato dall'ANSV con rappresentanti dell'NTSB, della FAA, della società che curava la manutenzione dell'aeromobile, della Pratt&Whitney e della Boeing, nel corso del quale sono stati ispezionati visivamente sia l'aeromobile, sia il motore interessato. Lo scopo principale era di definire, dopo una valutazione dell'entità dei danni, le azioni successive per la determinazione della causa dell'evento.



Aeromobile coinvolto nell'evento (vista anteriore sinistra).



Aeromobile coinvolto nell'evento (vista posteriore).



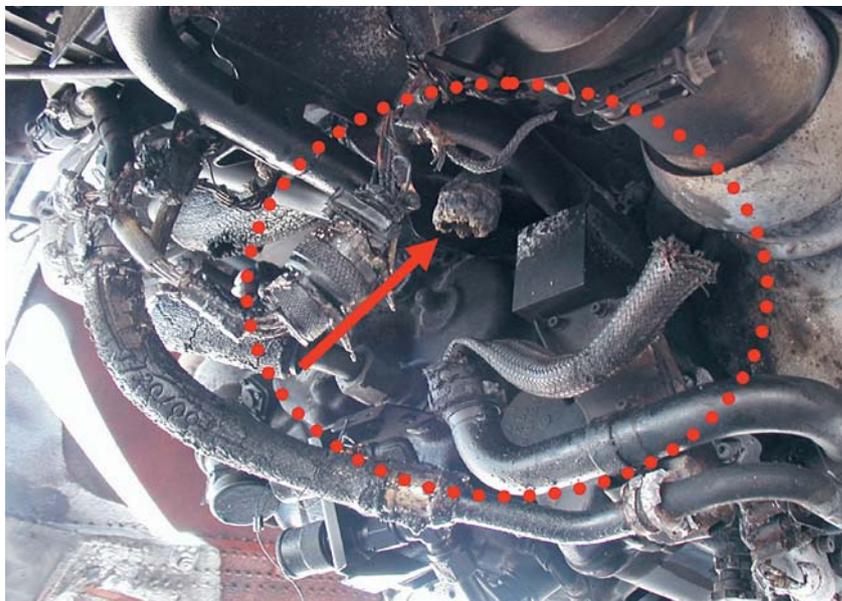
Motore sinistro (notare danni parte inferiore).



Motore sinistro (particolare danni esterni).

In particolare, solo da una prima ispezione visiva alla parte inferiore del motore, si è appurato che l'avaria ha interessato una tubazione di ritorno dell'impianto di lubrificazione del motore (N. 3 *bearing scavenge manifold*, vedasi foto nel paragrafo).

Il cedimento di tale tubazione ha provocato la completa fuoriuscita dell'olio motore ad alta temperatura che si è incendiato, determinando l'avviso di incendio motore sinistro in cabina di pilotaggio, successivamente spento a seguito delle azioni dell'equipaggio di condotta, che ha applicato le procedure previste in tal caso.



Sulla base delle evidenze raccolte nel corso dell'ispezione, si è potuto appurare che l'avaria che ha determinato l'incendio ha interessato solo la parte del motore sinistro ed accessori interni e non altri sistemi dell'aeromobile.

Sulla base delle verifiche effettuate, è stata messa a punto una procedura *ad hoc* (effettuata il giorno 11 agosto 2004), attraverso la quale si è cercato di individuare la zona interna del motore dove poter poi effettuare le analisi di dettaglio per la determinazione della causa primaria che ha originato l'evento. Per tali analisi non è stato necessario che il motore medesimo fosse ancora collegato alla cellula dell'aeromobile e pertanto è stato scollegato da tecnici qualificati e portato in una zona idonea per le successive analisi di dettaglio.

30 luglio 2004 (seconda fase).

Grazie alla collaborazione di personale tecnico della Pratt&Whitney, si sono scaricati direttamente dal motore ancora installato sull'aeromobile i dati contenuti nella scatola di controllo elettronico del motore (Electronic Engine Control, EEC). Ciò è stato possibile utilizzando un'apposita attrezzatura elettronica collegabile alla EEC, in possesso solo della casa costruttrice del motore. Tutte le operazioni sono state effettuate con la partecipazione di tutte le parti interessate ed aventi titolo sulla base della normativa applicabile. Una copia in formato elettronico del

file scaricato dalla EEC è stato consegnato subito dopo a tutti i partecipanti.

I dati contenuti nella EEC sono relativi ai parametri di funzionamento/monitoraggio del motore e vengono registrate le eventuali avarie/anomalie dello stesso. La lettura dei dati contenuti ha evidenziato che la EEC ha registrato un valore della temperatura dell'olio nel cuscinetto N. 3 al di fuori del *range* normale (da -54 a + 400° C), coerentemente con quanto in effetti si è verificato nel corso del volo in esame.

11 agosto 2004 - Verifiche di dettaglio sul motore dopo lo smontaggio dall'aeromobile.

A tali verifiche hanno partecipato, unitamente all'ANSV, rappresentanti dell'NTSB, della FAA, della società che curava la manutenzione e dell'operatore dell'aeromobile. In particolare, è stata verificata la presenza di particelle metalliche sul filtro dell'olio e sui cosiddetti Magnetic Chip Detectors (MCD, rilevatori della presenza di particelle metalliche dell'olio motore e quindi di eventuali interferenze delle parti rotanti), prelevando dei campioni di olio per le successive analisi di laboratorio. Si è prelevata la tubazione flessibile P/N 59T549, il cui distacco ha determinato la fuoriuscita dell'olio di lubrificazione del motore.



Magnetic Chip Detector (MCD) relativo al cuscinetto N. 3.



Tubazione flessibile P/N 59T549.

Sono stati inoltre constatati il blocco della rotazione dell'albero relativo alla turbina alta pressione (N2) e la libertà di movimento del fan e della turbina di bassa pressione (N1). E' stato inoltre prelevato il MCD relativo al cuscinetto N. 3, in quanto presentava visibilmente sull'estremità alcune particelle metalliche. Altre parti sono state prelevate e sono state oggetto di analisi nel laboratorio dell'NTSB nel periodo 16-20 agosto 2004.

16-20 agosto 2004.

In tale periodo sono state effettuate presso i laboratori tecnologici dell'NTSB, a Washington D.C. (USA), le analisi chimico-metallurgiche e frattografiche sui pezzi e campioni di olio prelevati dal motore S/N 724724, come precedentemente riportato. Alle suddette prove hanno partecipato come osservatori rappresentanti della FAA, della Boeing, della Pratt & Whitney e della Parker Aerospace, quest'ultima ditta costruttrice del tubo flessibile P/N 59T549. Le prove sono state condotte da parte di personale qualificato dell'NTSB, utilizzando la strumentazione idonea disponibile.

Le parti soggette ad analisi sono state le seguenti.



Vista di insieme particolari sottoposti a indagini.

- Tubazione flessibile P/N 59T549, il cui distacco ha determinato la fuoriuscita dell'olio di lubrificazione del motore. Essa rappresenta la tubazione di ritorno dell'olio dalla zona del cuscinetto N. 3 (N. 3 bearing) alla pompa di lubrificazione e scavenge. La parte interna di Teflon e la manica esterna di protezione dal fuoco erano mancanti.
- MCD relativo al cuscinetto N. 3, sulla cui punta erano presenti alcuni detriti metallici, che sono stati analizzati.
- Tappo del filtro dell'olio, al cui interno erano presenti delle minuscole particelle metalliche, anch'esse analizzate.
- Campioni di olio prelevati dal MCD N. 1, 1.5, 2 e dall'angle gearbox (scatola ingranaggi).

I risultati delle prove effettuate sono riportati in dettaglio nella relazione n. 04-097 del 20 agosto 2004, in lingua inglese, redatta dall'NTSB e posta in Allegato "A". Di seguito si riportano i punti più significativi.

Le analisi al microscopio a scansione elettronica effettuate sulle particelle metalliche prelevate dal MCD N. 3 *bearing* e dal tappo del filtro olio hanno evidenziato la presenza di vanadio, molibdeno, argento ed altri elementi chimici che costituiscono la base della lega di acciaio M50, con le quale sono fatti gli elementi che costituiscono il cuscinetto N. 3 (*roller type bearing*). Si è constatato anche la presenza di elementi base della lega di acciaio Type 410, tra cui l'argento, cromo e nichel, con la quale sono realizzati alcuni bulloni all'interno del cuscinetto N. 3 (*retaining nuts*).

Le analisi frattografiche sulla tubazione flessibile hanno evidenziato che non vi è stata alcuna rottura della tubazione stessa all'estremità, ma solo il distacco, determinato molto probabilmente dall'elevata temperatura sviluppatasi nella zona circostante per effetto del fuoco. Fuoco che si è sviluppato con buona probabilità inizialmente all'interno e/o nella zona antistante il *bearing* (cuscinetto) N. 3. Le tracce di particelle presenti nell'olio motore (nel tappo del filtro, come nel filtro stesso, erano presenti in notevoli quantità) e nel MCD del *bearing* N. 3 fanno presupporre che vi sia stata un'avaria interna al motore che ha determinato la mancata lubrificazione del *bearing* N. 3 ed il relativo bloccaggio dell'albero N2 (collega la turbina di alta pressione con il compressore di alta pressione). Nel corso delle operazioni dell'11 agosto 2004, provando a far girare tramite la scatola accessori (*gearbox*) l'albero relativo ai giri N2, questi risultava in effetti essere bloccato.

Il distacco del tubo flessibile P/N 59T549 non è stata pertanto la causa primaria dell'evento, ma una conseguenza di un'avaria determinatasi all'interno del motore nella zona del cuscinetto N. 3.

E' stato di conseguenza ritenuto necessario, per il proseguo delle operazioni, provvedere allo smontaggio del motore da parte di personale qualificato e verificare lo stato dei componenti della turbina ad alta pressione, in particolare quelli vicini alla zona del cuscinetto N. 3.

4-8 ottobre 2004 -Smontaggio motore presso gli stabilimenti della P&W in USA (Cheshire).

Nella settimana del 4 ottobre 2004 sono state effettuate, presso gli stabilimenti della Pratt & Whitney in Cheshire (Connecticut, Usa), le operazioni di disassemblaggio del motore sinistro dell'aeromobile (S/N 724724), allo scopo di individuare la causa primaria che ha generato l'incendio. Come accennato in precedenza, la causa primaria dell'evento in oggetto è, infatti, da addebitarsi ad un'avaria originatasi all'interno del motore, nella zona del cuscinetto N. 3 (*bearing compartment*).



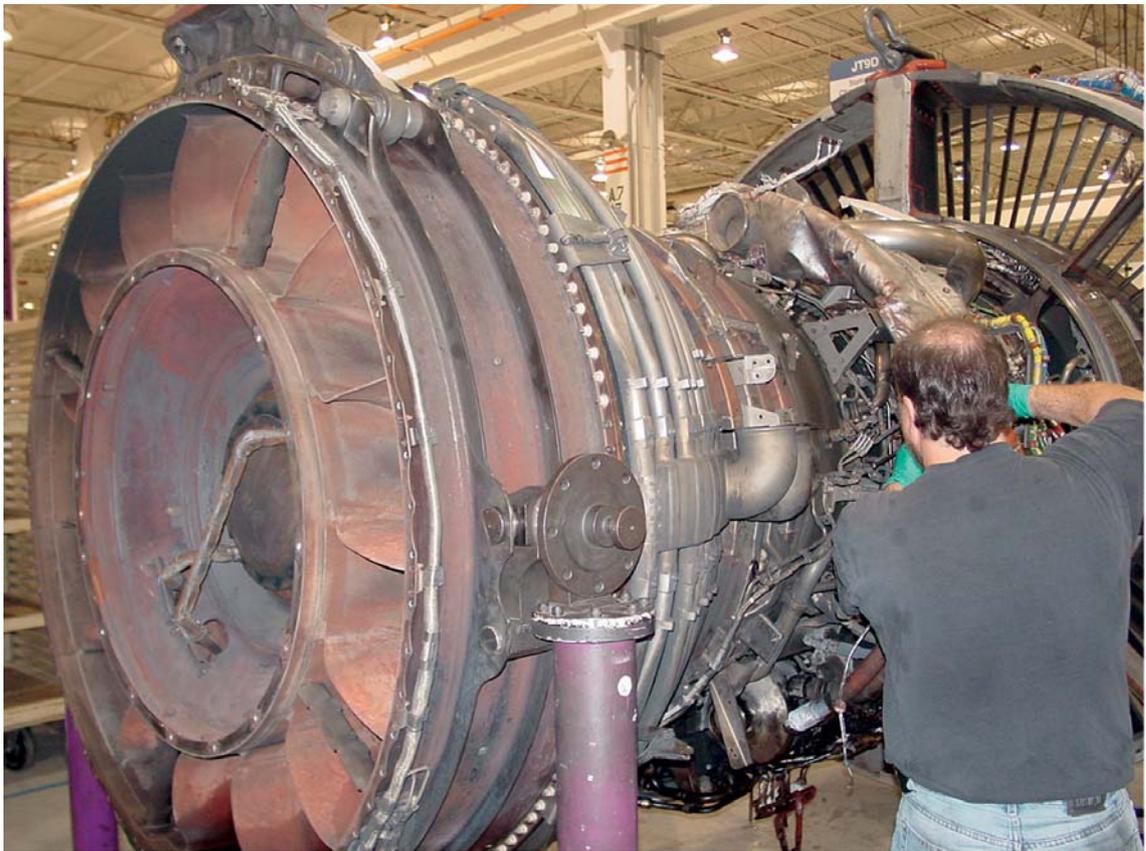
Motore sinistro prima dell'inizio delle operazioni di disassemblaggio in USA.



Motore sinistro all'inizio delle operazioni.

Alle suddette operazioni hanno partecipato come osservatori rappresentanti dell'NTSB, della FAA, della Boeing, della Pratt & Whitney, della società che curava la manutenzione dell'aeromobile e dell'IFLC, società di leasing statunitense proprietaria dell'aeromobile e del motore. Le operazioni di disassemblaggio sono state materialmente condotte da parte di personale qualificato della Pratt & Whitney, utilizzando la strumentazione idonea disponibile.

Si riportano di seguito alcune foto relative alle operazioni di disassemblaggio del motore effettuate.



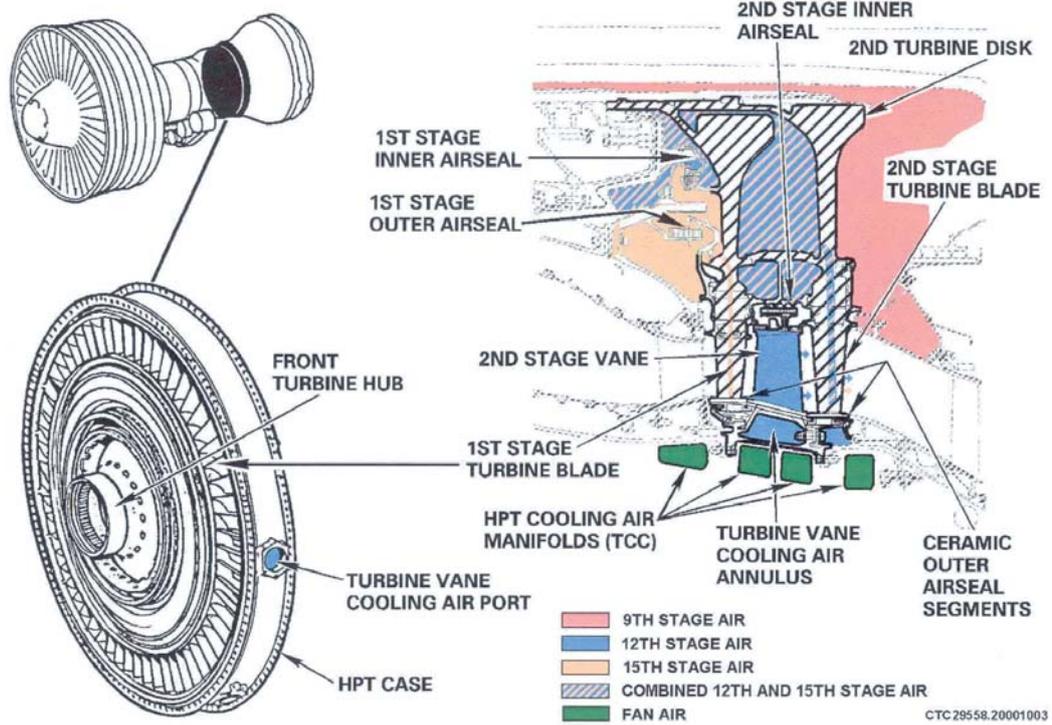
Operazioni di disassemblaggio del motore.



Operazioni di disassemblaggio del motore.

Considerazioni.

Disassemblando i vari moduli del motore si è potuto osservare nella zona di alta pressione della turbina (HPT Module), posta nelle vicinanze del cuscinetto N. 3, la presenza di varie parti rotanti (flange, supporti, ecc.) completamente distrutte e che, in particolare, presentavano chiari segni di sovratemperatura. Sono nettamente visibili i danni alle palette del 1° stadio della turbina di alta pressione e dei diversi supporti presenti nella zona del cuscinetto N. 3, i quali si presentavano fuori asse e non nella posizione prevista.



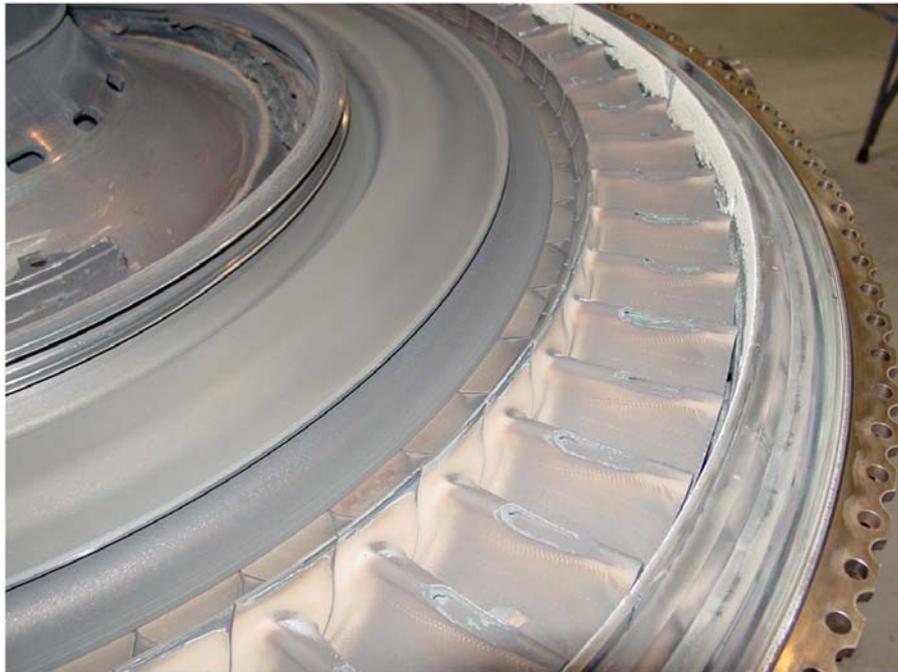
HIGH PRESSURE TURBINE (HPT)

B4063
JAN 2001 L 1

Pratt & Whitney
FOR TRAINING PURPOSES ONLY

AMM 72-00-00

72 p37



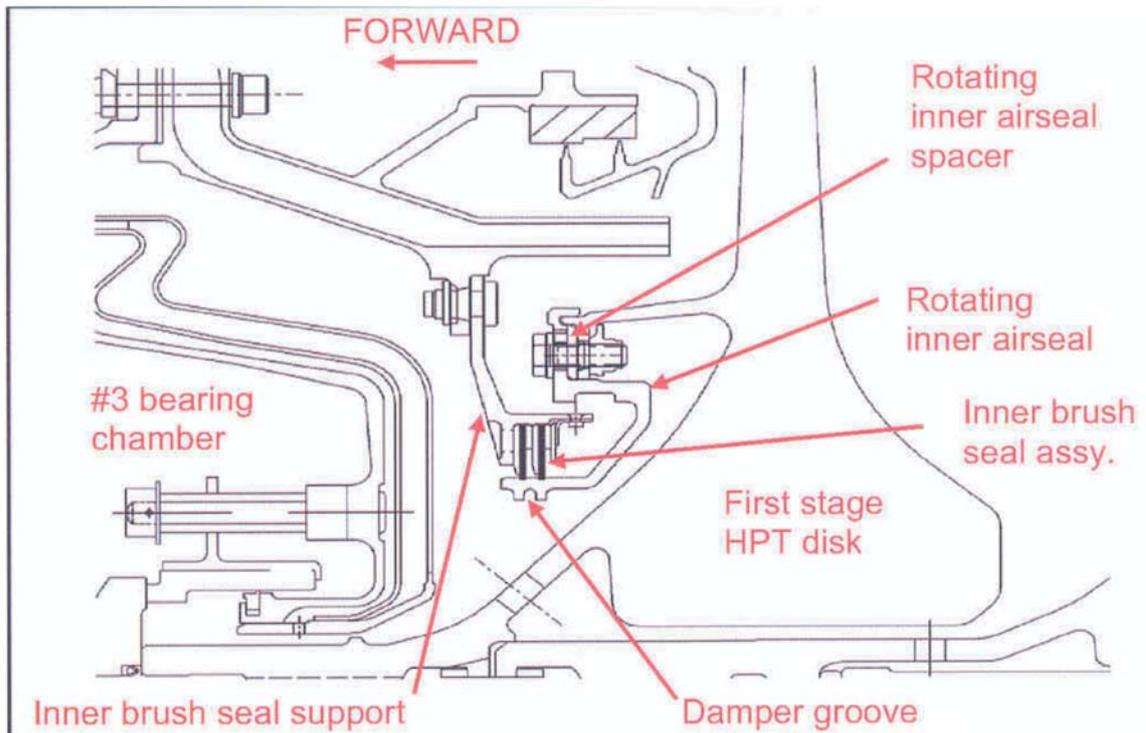
Palette del primo stadio della turbina di alta pressione (HPT).



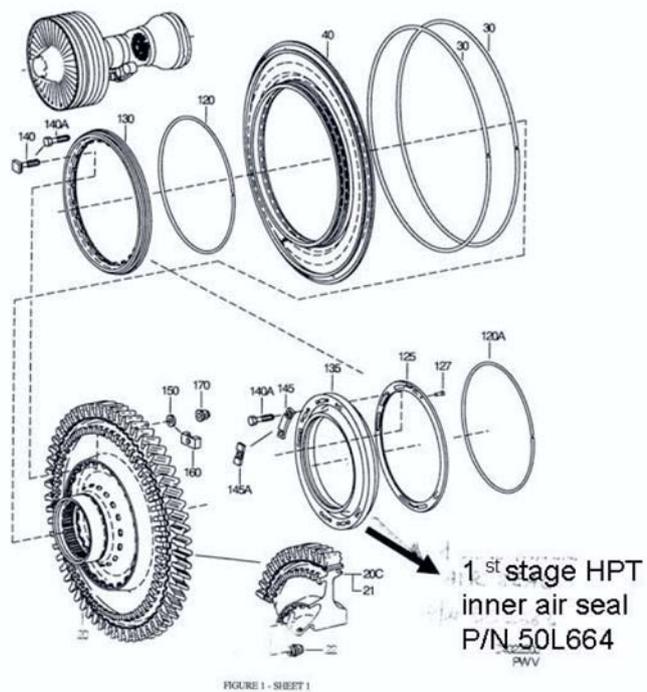
Particolare disassemblaggio motore.

In particolare, si è notato che la flangia protettiva (*HPT 1st stage inner rotating air seal*) del cosiddetto *buffer compartment*, posta a protezione della zona del cuscinetto N. 3, era completamente distrutta, ridotta in diversi pezzi della dimensione massima di 5-6 cm (nel diagramma sottostante il pezzo è indicato con la dicitura *Rotating inner airseal*).

Talune parti della flangia sono risultate completamente triturate e ridotte in polvere. Anche l'assieme *inner brush seal* P/N 55K604-01, che viene utilizzato come flangia di protezione della turbina di alta pressione e che è in contatto con l'anello superiore della suddetta flangia, era completamente distrutto. Alcuni pezzi sono stati recuperati all'interno del modulo HPT.



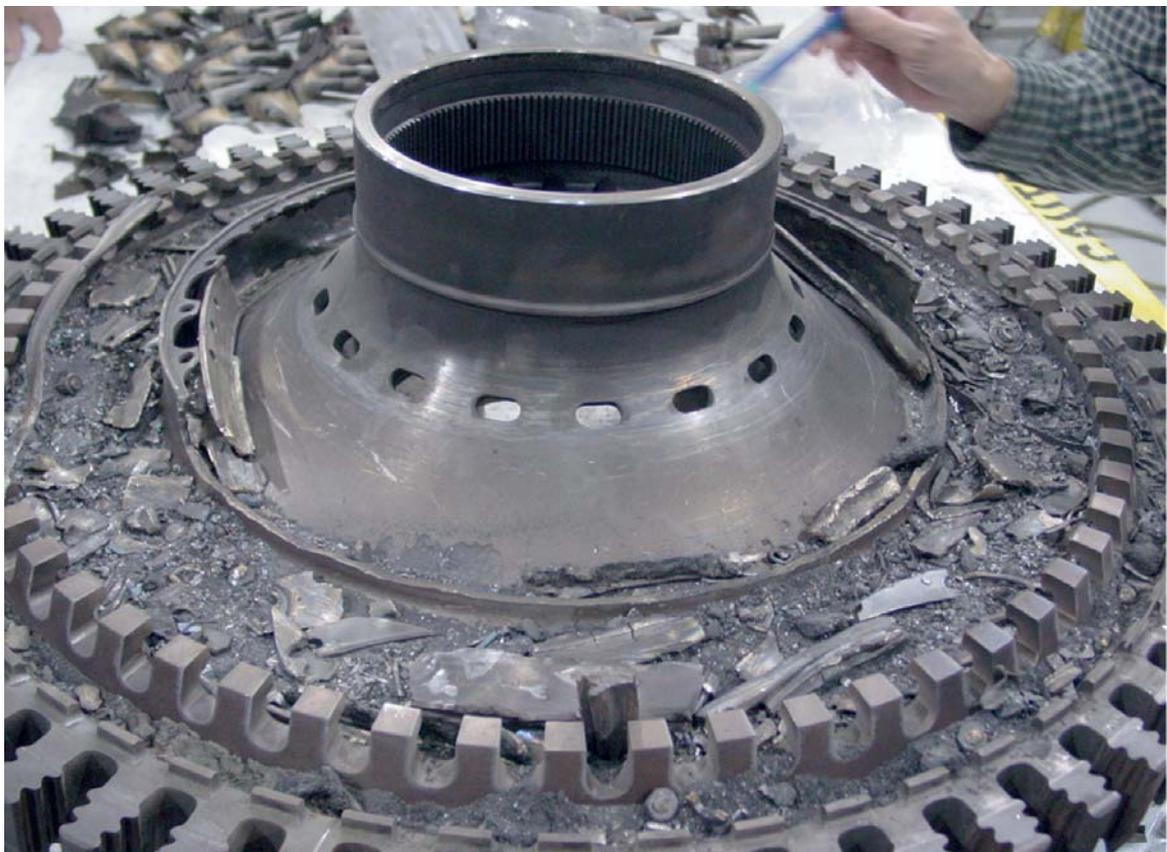
Schema relativo alla sezione trasversale del modulo HPT.



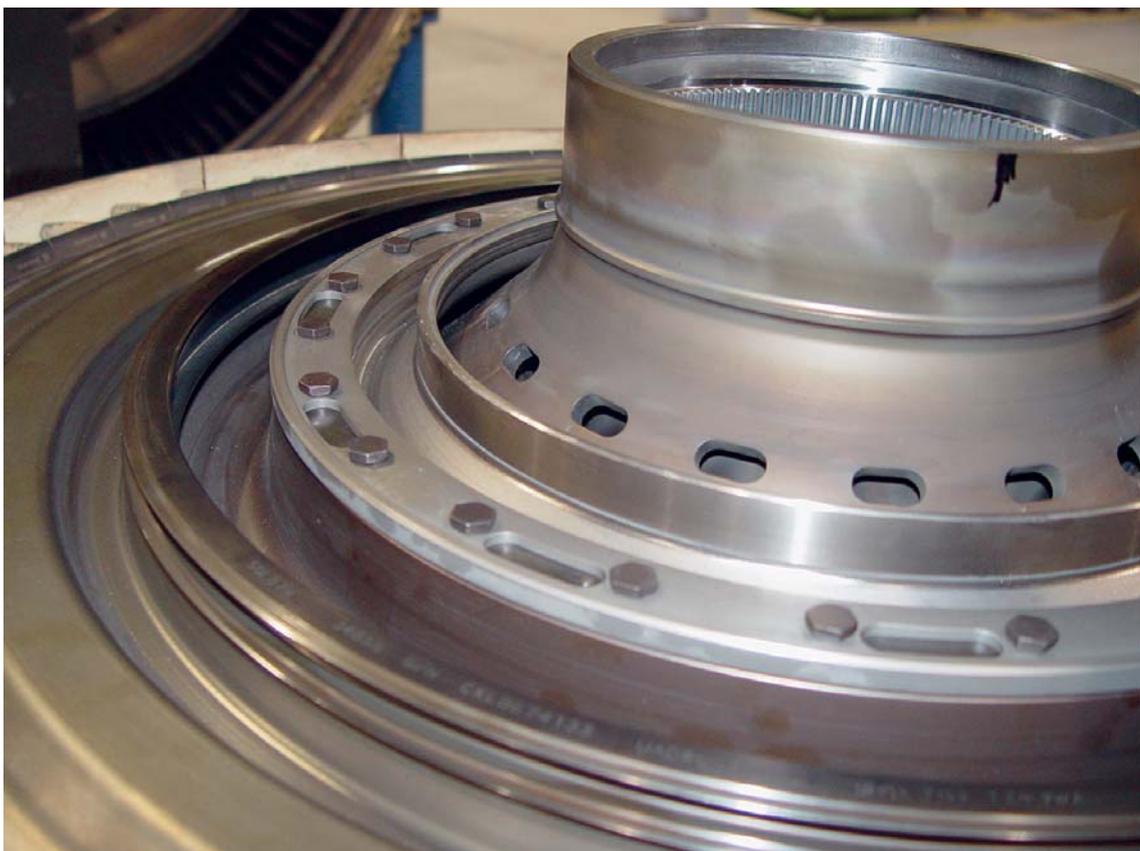
Vista esplosa primo stadio turbina con indicazione della *1st stage HPT inner air seal*.



Particolare disco della turbina di alta pressione.



Primo stadio della HPT: notare i detriti dei diversi supporti



Primo stadio HPT in buone condizioni
(parte appartenente ad altro motore fotografata per confronto).

La rottura della flangia *1st stage inner rotating air seal* avrebbe consentito il passaggio di aria calda proveniente dal compressore (aria utilizzata per raffreddare le palette del 1° stadio della turbina HPT) ed un contestuale aumento della pressione locale esterna al compartimento del cuscinetto N. 3. Tale sovrappressione avrebbe causato una diminuzione del flusso dell'olio lubrificante ed un contemporaneo aumento della temperatura dello stesso, fino a determinare l'incendio all'interno del compartimento stesso.

Il supporto posteriore in carbonio del cuscinetto N. 3 (*N. 3 bearing compartment rear carbon support*) e i *rollers* del cuscinetto presentano infatti segni evidenti di alta temperatura ed incendio (foto seguente).



Supporti cuscinetto N. 3 e rollers.

I danni rilevati alle altre parti del modulo HPT sono consistenti con l'ipotesi di una sovratemperatura e diminuzione della quantità di aria di raffreddamento proveniente dal compressore alle palette della turbina. Queste infatti si presentano con il *leading edge* parzialmente fuso e con l'estremità levigata a causa dell'interferenza con il *casing* (l'aumento locale della temperatura sulle palette ha determinato infatti un allungamento delle stesse, determinando l'interferenza con il *casing*).

Sulla base di quanto sopra rappresentato, le indagini visive effettuate sulle varie parti del modulo HPT e del compartimento del cuscinetto N. 3 confermano che la rottura della flangia *1st stage HPT rotating inner air seal* P/N 50L664 della turbina ad alta pressione ha determinato delle condizioni di alta temperatura e pressione all'interno del compartimento del cuscinetto N. 3, causando un incendio e facilitando inoltre il passaggio di aria calda (circa 1000° F in decollo) nelle tubazioni di ritorno dell'olio motore, determinando la rottura della tubazione flessibile P/N



Palette primo stadio turbina alta pressione.

59T549. Quest'ultima rappresenta la tubazione di ritorno dell'olio dalla zona del cuscinetto N. 3 alla pompa di lubrificazione e *scavenge*: la sua rottura ha determinato la fuoriuscita dell'olio motore ad alta temperatura, che ha generato l'incendio all'esterno del motore, bruciando parte della carenatura inferiore.

La flangia in argomento, P/N 50L664, si è completamente frantumata in diversi pezzi, che sono stati in massima parte recuperati (quelli di dimensioni superiori a 1-2 cm) all'interno del modulo HPT e nella zona del compartimento del cuscinetto N. 3, allo scopo di effettuare delle successive indagini di laboratorio per determinare la causa della rottura.

Non è stato possibile recuperare completamente i pezzi della flangia, in quanto parecchi si sono ridotti in polvere per l'elevata energia di rotazione del modulo HPT.

Per una più completa analisi è stato inoltre necessario effettuare delle indagini al microscopio ottico ed elettronico anche sul cuscinetto N. 3 (*inner, outer race, cage e 26 rollers*).

Le suddette analisi sono state effettuate, come descritto in dettaglio in altra parte di questo rapporto, presso i laboratori tecnologici dell'NTSB a Washington, a partire dal mese di dicembre 2004.

Premesso quanto sopra, non si è ritenuto necessario per le successive operazioni avere a disposizione l'intero motore, ma solo i detriti della flangia P/N 50L664 (*1st stage inner rotating air seal*) e parti del cuscinetto N. 3 (*inner, outer race, cage e 26 rollers*).

21 dicembre 2004-3 maggio 2005 - Analisi dei pezzi (flangia, cuscinetto ed altri) presso i laboratori tecnologici dell'NTSB.

I risultati delle analisi effettuate sono riportati in dettaglio nella relazione, in lingua inglese, preparata dall'NTSB e posta in Allegato "B" (relazione n. 05-036 del 3 maggio 2005).

Di seguito si riportano i punti più significativi.

I diversi componenti del cuscinetto N. 3 presentavano chiari segni di sovratemperatura, consistente con una mancanza di lubrificazione e/o interessati da incendio.

La rottura degli altri pezzi esaminati posizionati tra il cuscinetto N. 3 ed il primo stadio della turbina ad alta pressione (HPT) è stata principalmente determinata dall'elevato livello vibratorio manifestatosi nel corso dell'evento e dall'interferenza meccanica tra le varie parti. L'elevato livello vibratorio si è innescato, molto probabilmente, a seguito della rottura della flangia P/N 50L664 (*1st stage HPT rotating inner air seal*). Data l'elevata energia rotazionale del motore e le ridotte distanze relative tra le varie parti, essa si è frantumata in pezzi piccolissimi e solo per uno di essi è stato possibile determinare una piccola zona in cui vi erano delle linee di arresto, consistenti con un rottura per fatica.

1.17. INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI

N.p.

1.18. INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI

1.18.1. Precedenti casi simili di rottura della 1st Stage HPT Inner Air Seal

Nella storia dei motori della famiglia PW4000, in servizio dalla metà degli anni '80, sono state riscontrate delle rotture simili a quella in argomento. In particolare, il primo evento risale all'agosto 1999 e fino al mese di settembre 2004 vi sono stati 30 casi di rottura/presenza di cricche sulla *1st stage HPT inner air seal* (P/N 50L664). In otto casi vi è stato un contestuale spegnimento del motore in volo. Gli esami di laboratorio effettuati conseguentemente dalla Pratt & Whitney hanno evidenziato che la prematura rottura della flangia in argomento era da addebitarsi ad un fenomeno di fatica indotto molto probabilmente dall'interazione con l'assieme *brush seal* (P/N 55K604-01). La causa principale dell'innescò del fenomeno di fatica e quindi della rottura non è stato determinato. Nel mese di luglio 2004 sono state condotte delle prove di laboratorio con motori opportunamente strumentati allo scopo di raccogliere ulteriori dati di pressione e vibrazione nelle vicinanze della zona della flangia. Ciò al fine di determinare la causa che induce il fenomeno di vibrazione, che determina, a sua volta, l'innescò del fenomeno di fatica sulla flangia stessa.

La problematica della rottura della flangia è stata comunque portata a conoscenza di tutti gli operatori dalla Pratt & Whitney attraverso l'emissione di All Operator Wire (AOW). La prima è stata emessa il 29 ottobre 2001 e da allora ne sono state emesse altre 4. Copia dell'ultima AOW (PW4000/72/52/CTS:BRS:09-23-04-4) del 23 settembre 2004 è riportata in Allegato "C".

Sulla base delle informazioni fornite all'ANSV nella seconda metà del 2008 da parte del costruttore del motore, attraverso l'NTSB, non risulta che siano state emesse altre AOW o Service Bulletin relativamente alla problematica in argomento. Le pubblicazioni tecniche applicabili al tipo di motore (Engine Manual, Cleaning, Inspection and Repair Manual), comunque, sono stati aggiornati per tener conto delle azioni contemplate nella citata AOW. Azioni che sono considerate dalla Pratt & Whitney solo come pratiche raccomandate per gli operatori (*recommended practice*).

Le procedure raccomandate dalla Pratt & Whitney relativamente alle ispezioni da effettuare sulla flangia P/N 50L664 non contemplano delle verifiche particolari (solo visive attraverso un boscopio), in quanto non è possibile prevedere, sulla base delle informazioni disponibili, l'innescò della fatica e il rateo di propagazione di eventuali cricche. Al paragrafo 6 della citata AOW è riportato testualmente: «*On-wing fleet management recommendations: Pratt & Whitney does not recommend special on-wing fleet management actions to inspect for airseal cracks since we are unable, at this time, to predict either the on-set of cracking nor the crack propagation rate*» .

La Pratt & Whitney ha comunque emesso già nel 2001 una procedura di ispezione boscopica (Special Instruction 135F-01 «Visual Inspection Special Procedures - HPT 1st Stage Inner Air Seal - PW 4000 94" Engines»), atta a verificare visivamente la presenza di crinature o fratture in corrispondenza della cosiddetta *Inner air seal*. Tale procedura è opzionale ed al momento solo pochi operatori (stazioni di manutenzione certificate per i motori della famiglia PW 4000) la utilizzano durante i check di tipo A.

Attraverso tale procedura è possibile solo verificare l'esistenza di rotture di una certa dimensione e/o cricche visive della citata *HPT 1st stage air sealing ring* (ref. P/N 50L664). L'utilizzo di siffatta ispezione boscopica ha dato risultati soddisfacenti compresi tra il 60-80 %.

Sulla base di quanto sopra riportato, quindi, non è fattibile la possibilità di stabilire con certezza delle modalità di verifica dello stato della flangia e gli intervalli di ispezione. Si è visto comunque, nella maggioranza dei casi di rottura della flangia, che il cosiddetto *brush seal assembly* (P/N 55K604-01) era già stato utilizzato in precedenza. Pratt & Whitney, in attesa di determinare con esattezza le ragioni dell'innescò del fenomeno di fatica sulla flangia, ha raccomandato agli operatori di sostituire il *brush seal assembly* ogni qualvolta si rimuova per le ispezioni programmate la flangia P/N 50L664. Tale raccomandazione è stata per la prima volta inserita nelle AOW emesse nel 2004; per quanto riguarda invece quelle emesse nel 2002, in tempi compatibili con la revisione del motore effettuata nel luglio del 2002, tale raccomandazione non esisteva. In effetti il *brush seal assembly* del motore incidentato era già stato utilizzato su di un altro motore.

Per quanto riguarda invece il motore installato a destra sul 5Y-QQQ (S/N 724725), esso aveva effettuato 35253 ore di funzionamento, con 7051 cicli e dall'ultima ispezione ne aveva totalizzate 4357, con 1277 cicli⁷. Dopo l'evento in argomento, esso è stato ispezionato (13 ottobre 2004) relativamente alle condizioni della flangia *HPT 1st stage inner air seal*, senza però evidenziare avarie/anomalie di alcun genere.

1.19. TECNICHE DI INDAGINE UTILI O EFFICACI

N.p.

⁷ Il motore S/N 724724 incidentato aveva totalizzato 4101 ore di funzionamento con 1220 cicli dall'ultima ispezione.

CAPITOLO II

ANALISI

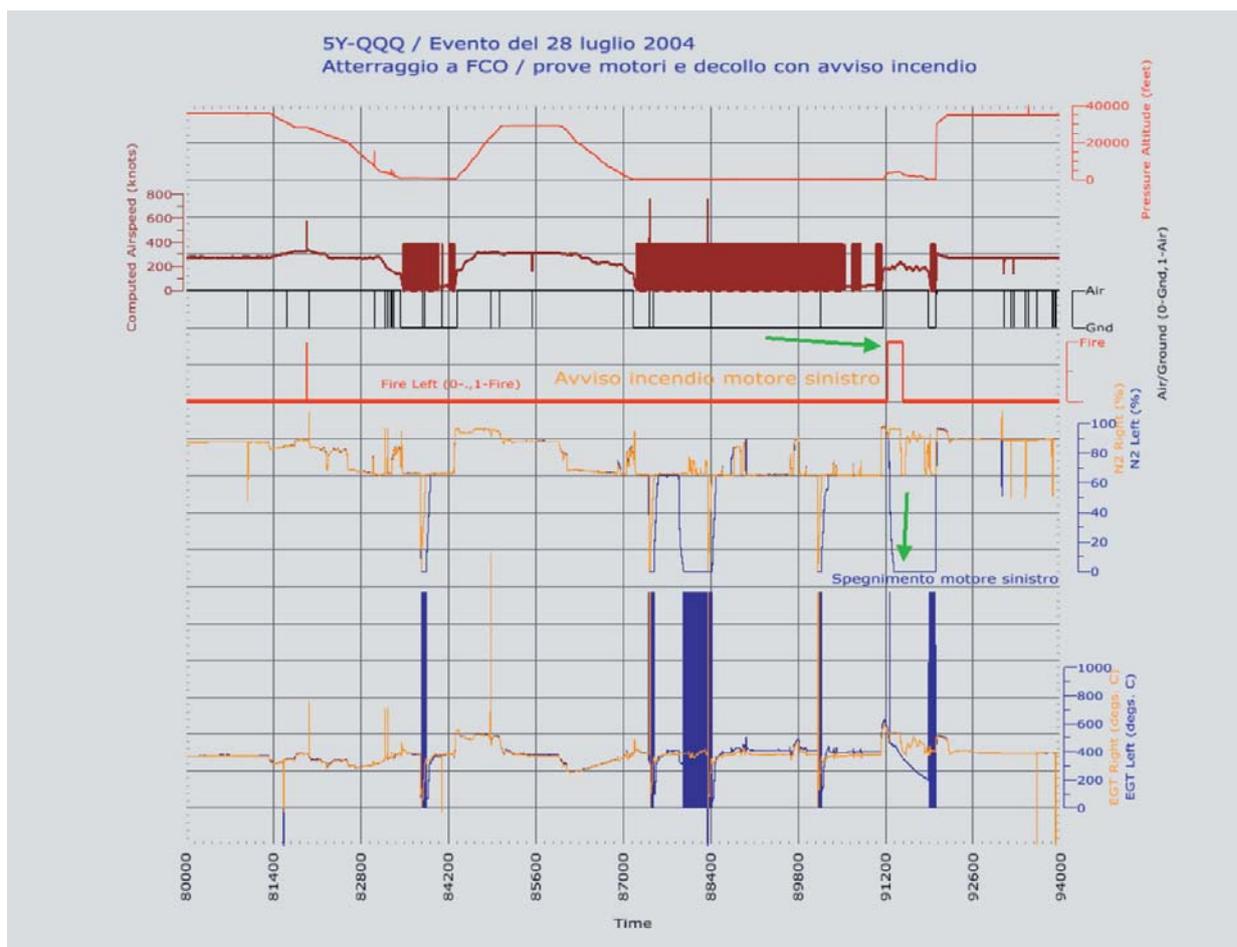
2. ANALISI EVIDENZE

2.1. ANALISI DATI REGISTRATORI DI VOLO

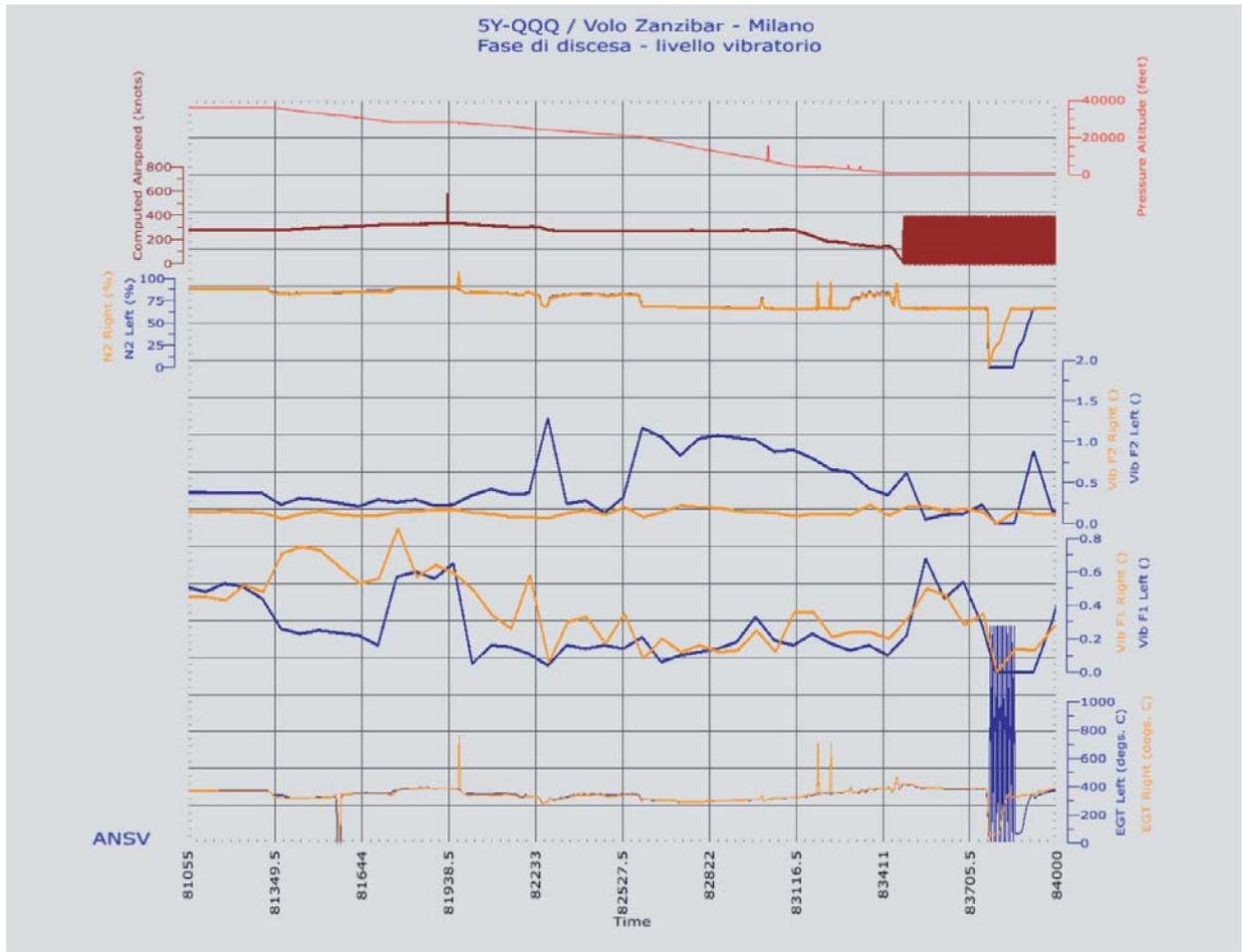
I dati disponibili nell'FDR erano centinaia e per l'analisi dell'evento in questione sono stati analizzati, in funzione del tempo, i parametri relativi al funzionamento dei motori, degli avvisi di avaria in cabina di pilotaggio, nonché i principali parametri di volo (quota, velocità, *Air/Ground switch*, ecc.).

Dall'analisi dei dati dell'FDR si nota chiaramente, con riguardo alla fase di decollo dell'aeromobile, che l'avviso di L ENG FIRE al motore sinistro si è avuto dopo circa 70 secondi, ad una quota di circa 3300 piedi. La quantità di olio motore sinistro inizia a diminuire subito dopo il decollo, per arrivare a zero nel momento in cui si ha l'avviso di fuoco in cabina di pilotaggio. Avviso di fuoco che permane fino all'attivazione della seconda scarica di estinguente.



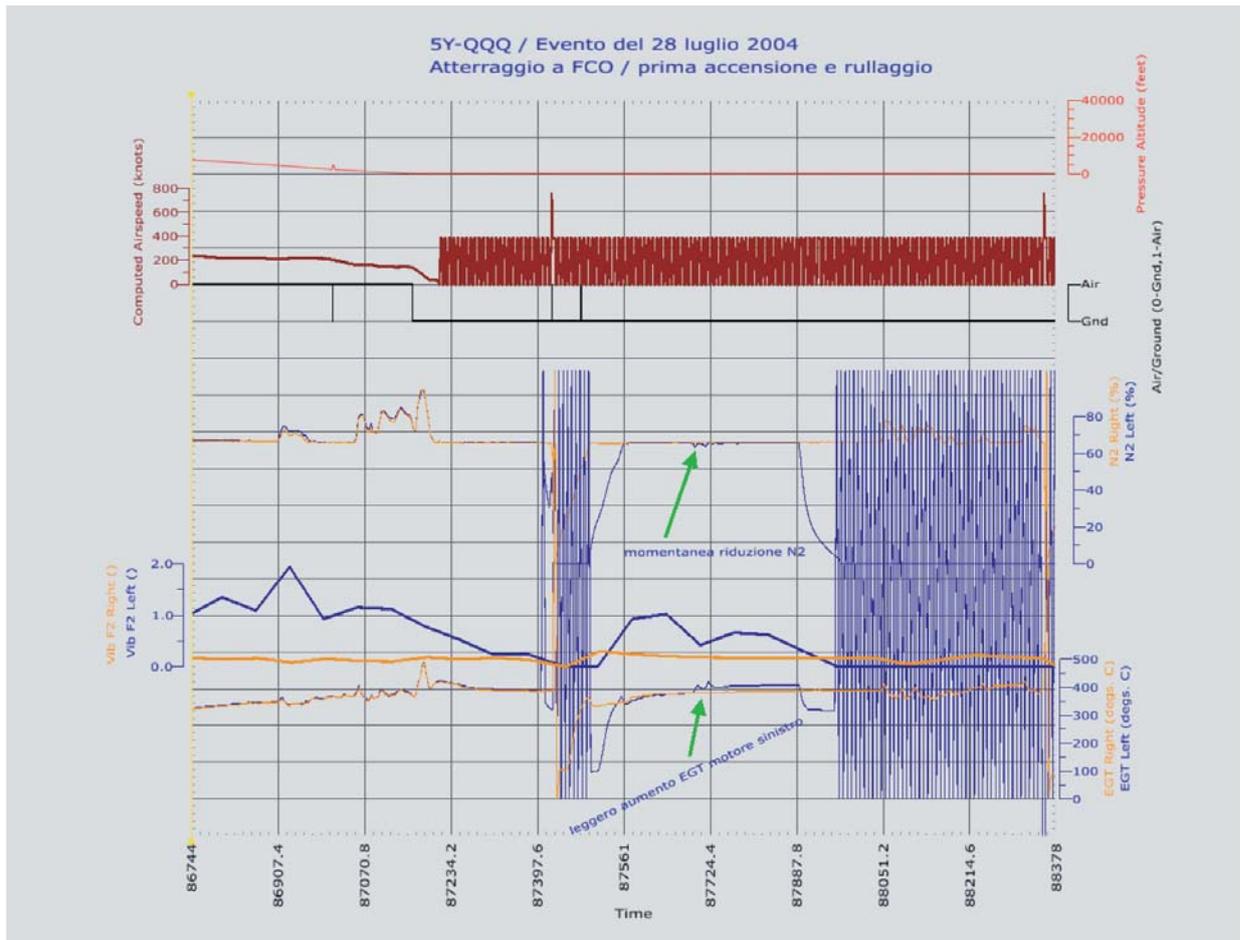


Sono stati analizzati i parametri più significativi del motore destro e sinistro relativi alle fasi precedenti il volo, allo scopo di verificare se vi fossero state delle anomalie di funzionamento. In particolare, si è rilevato che i parametri più significativi del motore sinistro e il livello di vibrazione erano nella norma nel corso del volo del 27 luglio 2004 (Zanzibar-Mombasa-Milano Malpensa) dal decollo da Zanzibar fino alla fase iniziale della discesa per Milano. Durante quest'ultima fase, si nota che il livello di vibrazione del motore sinistro diventa anormale (erratico). Ciò rappresenta una prima indicazione di problemi relativi al motore sinistro. E' da evidenziare, comunque, che tale indicazione non era, molto probabilmente, percettibile in cabina dall'equipaggio di condotta.

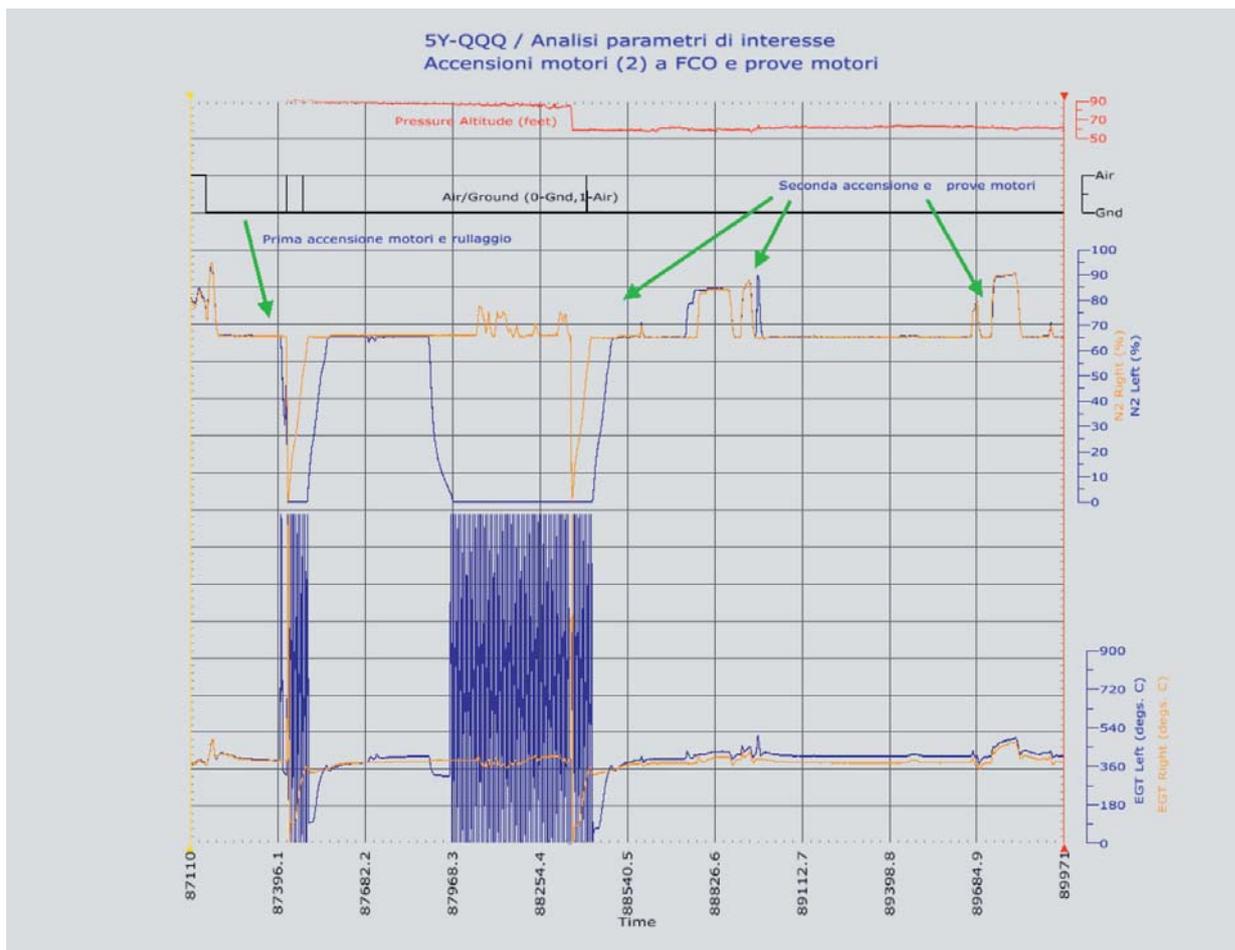


Dall'esame invece dei parametri motore relativi alla fase di rullaggio, prove motore e decollo da Fiumicino si è notato come il motore sinistro presentasse già delle anomalie, con particolare riguardo alla temperatura dei gas di scarico (Exhaust Gas Temperature, EGT) che era leggermente più alta rispetto a quella del motore destro ed al tempo impiegato per raggiungere le condizioni stabili di funzionamento (RPM di N2 impiega un tempo superiore rispetto al motore destro dall'avviamento fino alla condizione di minimo, IDLE).

In particolare, si può notare come nel corso del primo rullaggio a Fiumicino (dopo circa 2 minuti dalla messa in moto) l'EGT subisca un aumento in corrispondenza di una momentanea diminuzione dell'N2 (circa il 3% al di sotto dell'IDLE). E' in questo momento, in effetti, che l'equipaggio rileva delle vibrazioni provenienti dalla parte sinistra dell'aeromobile.



Durante la prova motore, effettuata con il personale tecnico della manutenzione a bordo, i valori di EGT risultavano essere superiori a quelli equivalenti per il motore destro, a conferma del fatto che il comportamento del motore sinistro, sebbene nei limiti, non fosse del tutto regolare.



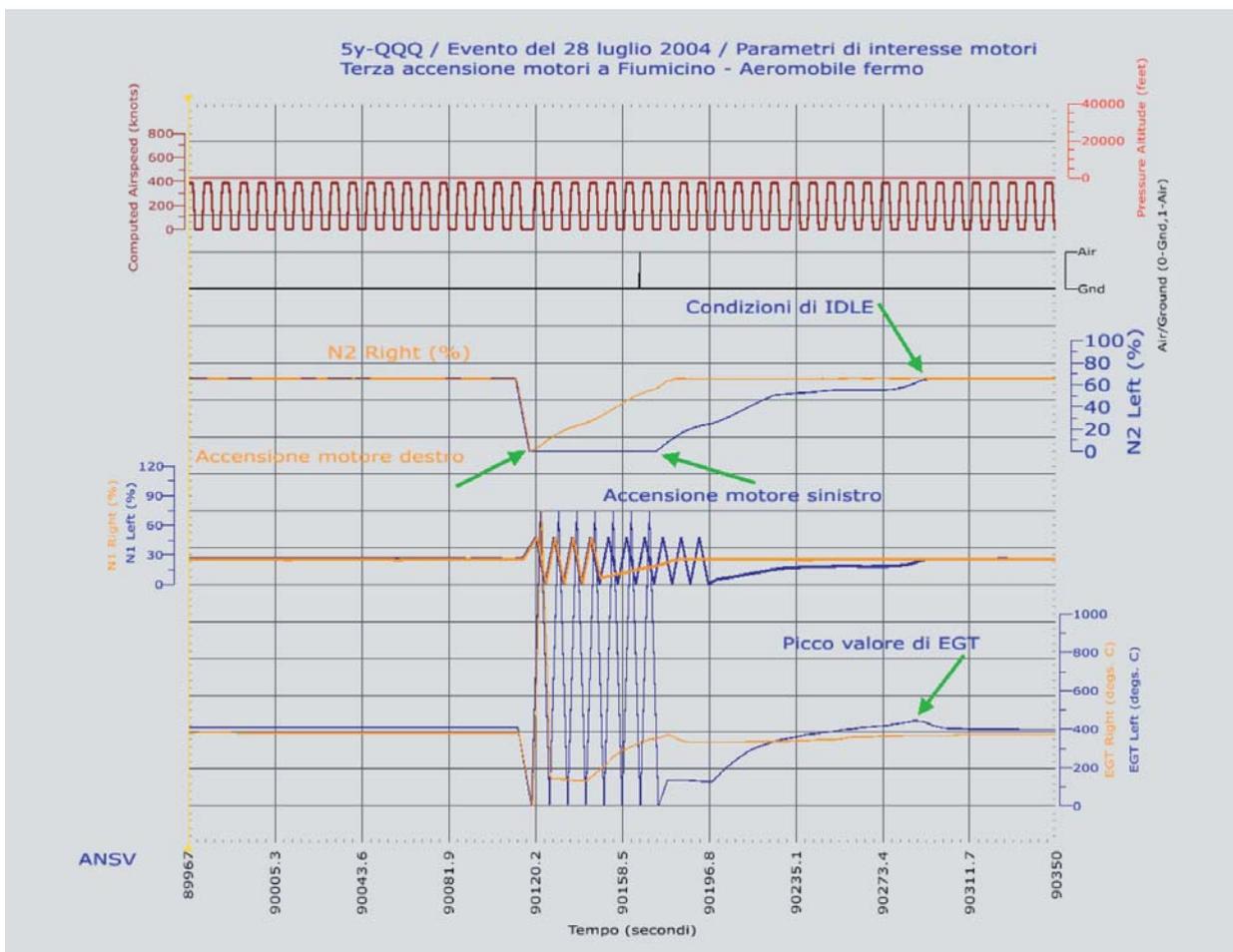
Durante il secondo avviamento dei motori (partenza per il volo) si nota come il motore destro impieghi circa 65 secondi per raggiungere le condizioni di minimo (IDLE per N2 pari al 65% RPM), mentre il sinistro ne impieghi circa 120 (in particolare, impiega circa 100 secondi per passare dal 24% al 65% RPM); inoltre, dopo circa 80 secondi, il valore di N2 sembrerebbe stabilizzarsi al valore di 55% RPM per oltre 20 secondi, per poi risalire al valore di stabilizzazione previsto ad IDLE di 65% RPM. Vi è, per così dire, una tendenza di N2 a stabilizzarsi ad un valore inferiore a quello previsto; infatti, per accelerare dal 50% al 55% RPM di N2 il tempo impiegato è di circa un minuto.

Considerando i dati sopra analizzati, il motore presenta, in effetti, dei segni oggettivi di funzionamento non ottimale e non accelera nel modo previsto. Il tempo normalmente impiegato nelle tre precedenti accensioni per il motore sinistro (una a Milano Malpensa e due a Fiumicino; veda si tabella nel paragrafo) è stato di circa il 50% inferiore rispetto all'ultima accensione. La condizione di non accelerazione in modo normale per un motore (*Engine fails to accelerate normally*) rappresenta una delle condizioni previste dalla lista dei controlli dell'aeromobile (767 QRH 5.13.3 del 21 febbraio 2003) per abortire la procedura di accensione motore (ABORTED ENGINE START).

Un ritardo nel raggiungimento delle condizioni di stabilizzazione al minimo rappresenta certamente un sintomo di qualche avaria connessa al funzionamento del motore. Lo stesso vale per una tendenza a stabilizzarsi ad un valore minore rispetto a quello previsto (*hung start*).

Entrambe le condizioni su esposte rappresentano dei validi motivi per considerare la procedura di messa in moto non soddisfacente.

I piloti hanno dichiarato che la procedura di accensione motori era stata normale: tuttavia, sulla base delle evidenze oggettive dei dati dell’FDR, si può ragionevolmente ritenere che entrambi non abbiano effettuato un più scrupoloso monitoraggio dei parametri motore, come sarebbe stato auspicabile considerate le problematiche prima riscontrate relativamente ai parametri e funzionamento del motore sinistro e come è previsto, in effetti, dalle procedure applicabili (*Monitor engine displays for normal indications until stabilised at idle*: vedasi ENGINE START PROCEDURE riportata nel Manuale operativo di compagnia).



Tempi raggiungimento condizioni IDLE motori (parametro N2 – da 0% a 65% RPM)		
Evento	Motore sinistro (tempo in secondi)	Motore destro (tempo in secondi)
Accensione motori (engine start) a Malpensa (tratta MXP-FCO)	68	72
1ª accensione motori a FCO in preparazione per il rullaggio, poi interrotto	67	67
2ª accensione motori a FCO per effettuazione prove al suolo senza passeggeri in cabina	circa 68	circa 65
3ª e ultima accensione motori per il successivo rullaggio e decollo (tratta programmata FCO-Zanzibar)	circa 120	circa 65

Tabella: tempi per il raggiungimento delle condizioni di IDLE (65% RPM di N2).

In aggiunta, il valore di EGT del motore sinistro raggiunge un picco più alto di 80° C rispetto al valore di EGT del motore destro, con una tendenza a stabilizzarsi ad un valore di 55% RPM di N2, 10% in meno rispetto al valore normale, che raggiunge comunque dopo circa 30 secondi. I valori dell'EGT del motore sinistro, già durante la fase di rullaggio fino al decollo e salita iniziale, prima dell'avviso di incendio, sono circa di 25-30° C superiori rispetto alla EGT del motore destro.

Una più attenta analisi dell'andamento dei parametri N2 e EGT avrebbe, in effetti, potuto allertare l'equipaggio su possibili condizioni anomale relative al motore sinistro, anche alla luce di quanto era già stato notato in precedenza a carico dello stesso motore, con conseguente interruzione della effettuazione della messa in moto e delle successive fasi di rullaggio e decollo, per consentire ispezioni certamente più accurate.

2.2. PROVE DI LABORATORIO E SMONTAGGIO DEL MOTORE

Attraverso le prove di laboratorio e smontaggio del motore effettuate presso l'NTSB e presso gli stabilimenti della Pratt & Whitney in USA si è potuto stabilire con ragionevole certezza quanto di seguito specificato in merito alla causa che ha determinato l'incendio al motore sinistro. La rottura della flangia *1st stage inner rotating air seal* P/N 50L664 della turbina ad alta pressione ha determinato delle condizioni di alta temperatura e pressione all'interno del compartimento del cuscinetto N. 3, causando un incendio e facilitando inoltre il passaggio di aria calda (circa 1000° F in decollo) nelle tubazioni di ritorno dell'olio motore, determinando il distacco della tubazione flessibile P/N 59T549. Il distacco di quest'ultima, che rappresenta la tubazione di ritorno dell'olio dalla zona del cuscinetto N. 3 alla pompa di lubrificazione e *scavenge*, ha determinato la fuoriuscita dell'olio motore ad alta temperatura, che ha generato l'incendio all'esterno del motore, bruciando parte della carenatura inferiore.

Le analisi chimico-fisiche effettuate sui campioni di olio hanno evidenziato un'alta concentrazione di ferro, argento, alluminio, cromo e silicio. Il TAN (Total Acid Number), pari a 4.3 mg KOH/g, rappresenta un valore indicativo di un significativo shock termico che ha interessato il sistema di lubrificazione di olio del motore, come ad esempio un incendio, perdita di flusso di olio e/o avaria dei cuscinetti.

La flangia P/N 50L664 si è completamente frantumata in diversi pezzi, che sono stati in massima parte recuperati all'interno del modulo HPT e nella zona del compartimento del cuscinetto N. 3. Le analisi metallurgiche effettuate sui pezzi frantumati della flangia non hanno evidenziato in modo netto ed incontrovertibile che la rottura si sia originata a seguito di un fenomeno di fatica. Solo su di un pezzo appartenente ad essa è stato possibile determinare una piccola zona in cui vi erano delle linee di arresto, consistenti con una rottura per fatica.

Non è stato possibile pertanto determinare la causa principale (*root cause*) dell'innescamento del fenomeno di fatica e quindi della rottura della flangia.

La rottura degli altri pezzi esaminati posizionati tra il cuscinetto N. 3 ed il primo stadio della turbina ad alta pressione (HPT) è stata principalmente determinata dall'elevato livello vibratorio manifestatosi nel corso dell'evento e di interferenza meccanica tra le varie parti. L'elevato livello vibratorio si è innescato, molto probabilmente, a seguito della rottura della citata flangia P/N 50L664.

2.3. ANALISI AZIONI MANUTENTIVE EFFETTUATE

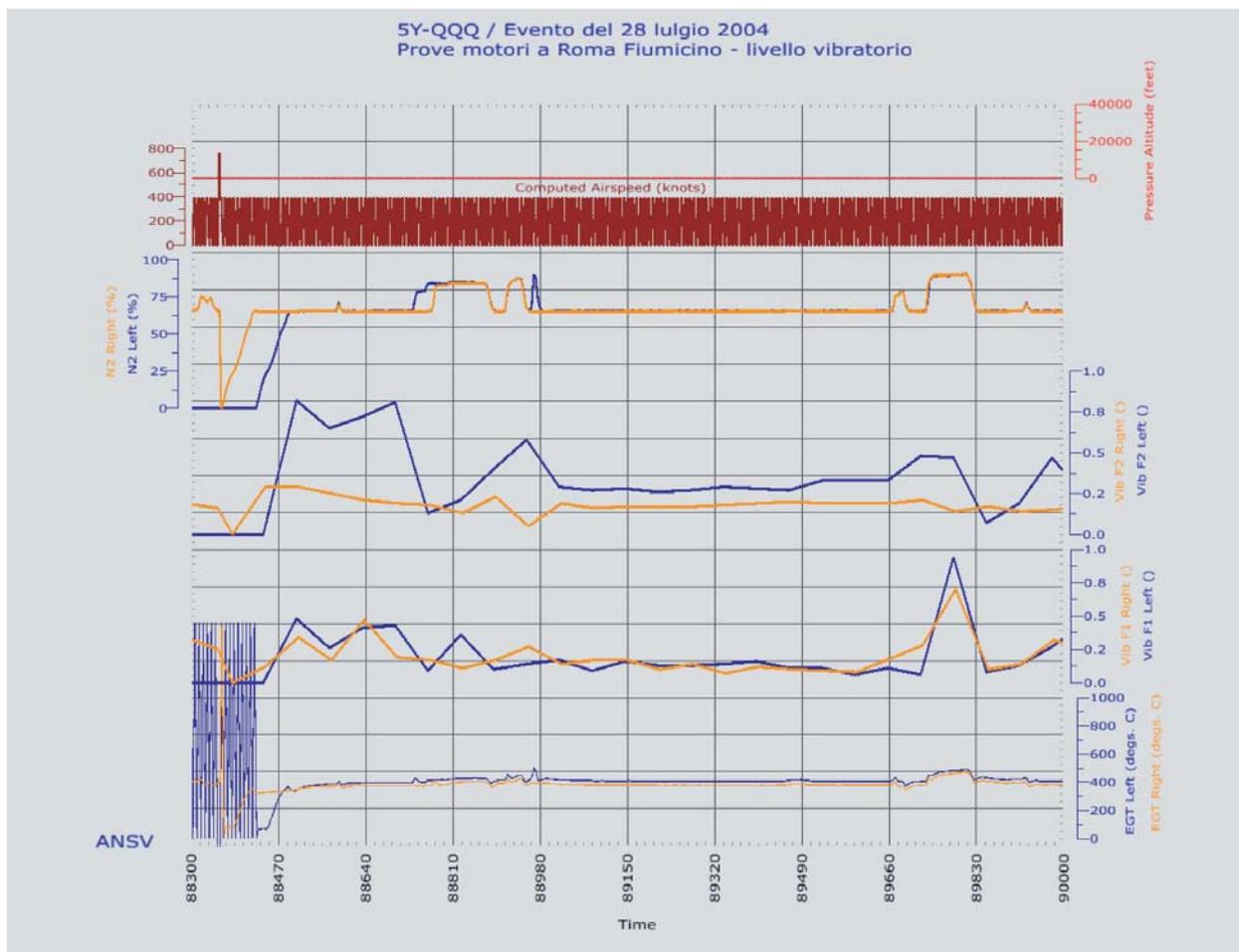
Operazioni effettuate a Roma Fiumicino.

La manutenzione dell'aeromobile era effettuata da una società certificata con sede principale in un aeroporto diverso da quello di Roma Fiumicino.

Sull'aeroporto di Roma Fiumicino è presente comunque una squadra di meccanici e tecnici della suddetta società, che effettua le operazioni di manutenzione ordinaria e di assistenza al suolo. Nel caso in cui l'equipaggio di volo riporti un'avaria prima o dopo aver effettuato un volo, il tecnico responsabile cura l'effettuazione dei controlli previsti e appone la propria firma sul Quaderno Tecnico di Bordo (QTB o Aircraft Maintenance Log Page). Nel caso particolare dell'evento, il comandante del volo ha riferito al tecnico responsabile intervenuto sottobordo durante il transito che alcune indicazioni sulla strumentazione di volo (in particolare quelle relative ai motori) sarebbero scomparse per alcuni istanti, per poi ricomparire. Dopo la prima messa in moto ed il ritorno al parcheggio per problemi di vibrazione al motore sinistro, è stata effettuata un'ispezione a vista con cappottature del motore aperte ed un controllo della quantità di olio nel serbatoio. I controlli applicati sono stati quelli previsti dal Manuale di manutenzione/FIM⁸ parte 71-FAULT CODE DIAGRAM "VIBRATION HIGH – FAULT CODES" e, dato che non era stata identificata la causa della vibrazione al motore, si è deciso di effettuare una prova motore ad alto regime.

La prova motore ha avuto esito positivo, nel senso che il valore delle vibrazioni non superava le 0.9 unità e pertanto l'aeromobile è stato rimesso in servizio. Nel QTB è stato infatti indicato che l'aeromobile era da considerarsi operativo (*serviceable*).

⁸ FIM: Fault Isolation Manual.



E' da notare, comunque, che il livello vibratorio del motore sinistro era sensibilmente superiore rispetto a quello del motore destro.

Come già evidenziato nel paragrafo relativo all'analisi dei dati dell'FDR, il comportamento del motore sinistro, sebbene i parametri rientrassero nei limiti, era in qualche modo diverso da quello destro.

Dagli elementi agli atti emergerebbe che i tecnici della suddetta società di manutenzione abbiano ritenuto, alla luce delle evidenze, di limitare i controlli a quelli previsti dal Manuale di manutenzione/FIM parte 71 - FAULT CODE DIAGRAM "VIBRATION HIGH - FAULT CODES", integrati da una prova motore ad alto regime.

Va peraltro rilevato che il medesimo Manuale di manutenzione/FIM, nella parte 71-05-00, relativamente ai casi di vibrazione motore, prevede dei controlli più approfonditi, che comportano anche l'esame dei Magnetic Chip Detectors (MCDs). Qualora, a seguito di tale esame, vengano rilevate nei suddetti MCDs delle particelle metalliche, il motore deve essere fermato e sostituito.



Zona MCD.

E' verosimile, ma non si può affermare con assoluta certezza, che se i tecnici della manutenzione, nella ricerca della possibile causa delle vibrazioni provenienti dalla parte sinistra dell'aeromobile, avessero controllato visivamente i MCDs del motore, su quello relativo al cuscinetto N. 3 avrebbero potuto constatare la presenza di particelle metalliche, ad indicazione di problemi interni del motore. Conseguentemente, l'aeromobile non sarebbe stato reso disponibile per il volo.

Operazioni di monitoraggio dei dati di volo.

La società che curava la manutenzione dell'aeromobile effettuava anche un programma di monitoraggio delle condizioni della struttura dell'aeromobile e dei motori (Trend Monitoring Program) attraverso l'elaborazione di dati di volo ricevuti periodicamente dall'operatore dell'aeromobile. In particolare, durante ogni volo, l'equipaggio aveva il compito di rilevare dei parametri di volo in condizioni stabilizzate di crociera e riportarli in un apposito modulo. Tale modulo veniva poi appositamente inviato per l'analisi conseguente. I dati sono processati allo scopo di monitorare il comportamento dei vari sistemi dell'aeromobile ed è possibile prevedere il

manifestarsi di eventuali problemi. Secondo quanto riferito dalla società che curava tale monitoraggio, gli ultimi dati che l'operatore aveva inviato sono quelli relativi al 22 luglio 2004 e l'analisi effettuata non ha evidenziato problematiche a carico dei motori ed in particolare più specificatamente ai livelli di vibrazione dei motori.

In effetti, l'analisi dei dati registrati dall'FDR ha confermato che le problematiche di funzionamento a carico del motore sinistro sono iniziate nel corso del volo del 27 luglio 2004 (Zanzibar-Milano Malpensa).

2.4. ANALISI DOCUMENTAZIONE MANUTENTIVA

Nel mese di marzo 2004 l'aeromobile 5Y-QQQ è stato sottoposto ad un controllo di tipo A (A06) e, nel mese di maggio 2004, ad un controllo di tipo A (A07) e di tipo C presso due differenti ditte certificate. Dopo tale controllo l'aeromobile ha effettuato circa 490 ore di volo.

Nel corso dei controlli effettuati non sono stati riscontrati particolari problemi al motore associabili con l'avaria in argomento. In particolare, nel corso del *check* di tipo C vi è stata l'ispezione dei *chip detector* di entrambi i motori e non è stato rilevato alcunché di anomalo. In data 10 maggio 2004 è stata effettuata l'ispezione boroscopica al motore oggetto dell'avaria e non è stato riscontrato alcun difetto.

Il 12 marzo 2004, nel corso del *check* di tipo A, è stato rimosso il filtro del motore interessato dall'evento (S/N 724724) per un controllo supplementare, in quanto trovate tracce di contaminazione. Le analisi effettuate, comunque, non hanno evidenziato nulla di particolarmente rilevante associabile all'avaria del motore.

CAPITOLO III

CONCLUSIONI

3. CONCLUSIONI

3.1. EVIDENZE

L'aeromobile era stato sottoposto ai previsti controlli periodici.

Il certificato di aeronavigabilità dell'aeromobile era in corso di validità.

Le condizioni meteorologiche non presentavano particolari elementi di criticità.

L'equipaggio di condotta e quello di cabina erano in possesso delle licenze e delle abilitazioni prescritte dalla normativa in vigore.

Attraverso le prove di laboratorio e smontaggio del motore si è potuto stabilire con ragionevole certezza che la rottura della flangia *1st stage HPT inner rotating air seal* P/N 50L664 del primo stadio della turbina ad alta pressione ha determinato delle condizioni di alta temperatura e pressione all'interno del compartimento del cuscinetto N. 3, causando un incendio e facilitando inoltre il passaggio di aria calda (circa 1000° F in decollo) nelle tubazioni di ritorno dell'olio motore, determinando il distacco della tubazione flessibile P/N 59T549. Il distacco di quest'ultima, che rappresenta la tubazione di ritorno dell'olio dalla zona del cuscinetto N. 3 alla pompa di lubrificazione e *scavenge*, ha determinato la fuoriuscita dell'olio motore ad alta temperatura, che ha generato l'incendio all'esterno del motore, bruciando parte della carenatura inferiore.

Sulla base delle informazioni disponibili ed i risultati relativi alle prove sui componenti del motore, non si ritiene che la causa dell'avaria sia da addebitarsi ad una carente manutenzione.

Tutte le azioni manutentive sono state effettuate nel rispetto dei tempi previsti ed in accordo alle procedure previste. Non sono previste delle verifiche obbligatorie particolari sulla flangia, la cui

rottura sembrerebbe aver innescato il processo che ha determinato poi l'incendio del motore sinistro del velivolo 5Y-QQQ.

Nella storia dei motori della famiglia PW 4000, in servizio dalla metà degli anni '80, sono state riscontrate delle rotture simili a quella in argomento. In particolare, il primo evento risale all'agosto 1999 e fino al mese di settembre 2004 vi sono stati 30 casi di rottura/presenza di cricche sulla *1st stage HPT inner air seal* (P/N 50L664). Gli esami di laboratorio effettuati conseguentemente dalla Pratt & Whitney hanno evidenziato che la prematura rottura della flangia in argomento era da addebitarsi ad un fenomeno di fatica indotto, molto probabilmente, dall'interazione con l'assieme *brush seal* (P/N 55K604-01).

La causa principale dell'innescò del fenomeno di fatica e quindi della rottura non è stato determinato. In effetti, le procedure raccomandate dalla Pratt & Whitney relativamente alle ispezioni da effettuare sulla flangia P/N 50L664 non prevedono delle verifiche particolari (solo visive attraverso un boroscopio), in quanto non è possibile prevedere, sulla base delle informazioni disponibili, l'innescò della fatica ed il rateo di propagazione di eventuali cricche. Non è fattibile quindi la possibilità di stabilire delle modalità di verifica dello stato della flangia e gli intervalli di ispezione.

Si è visto comunque nella maggioranza dei casi di rottura della flangia che il cosiddetto *brush seal assembly* (P/N 55K604-01) era già stato utilizzato in precedenza. Pratt & Whitney, in attesa di determinare con esattezza le ragioni dell'innescò del fenomeno di fatica sulla flangia, ha raccomandato agli operatori di sostituire il *brush seal assembly* ogni qual volta si rimuova per ispezioni interne al motore la flangia P/N 50L664. Tale raccomandazione è stata per la prima volta inserita nelle AOW emesse nel 2004; per quanto riguarda invece quelle emesse nel 2002, in tempi compatibili con la revisione del motore effettuata nel luglio del 2002, tale raccomandazione non esisteva.

3.2. CAUSA PROBABILE

L'incendio sviluppatosi nel motore sinistro dell'aeromobile 5Y-QQQ il 28 luglio 2004 subito dopo il decollo dall'aeroporto di Fiumicino è stato innescato, molto probabilmente, dalla rottura della flangia *1st stage HPT inner rotating air seal* P/N 50L664 della turbina ad alta pressione. A causa dell'elevata energia rotazionale del motore e le ridotte distanze relative tra le varie parti, la flangia stessa e altre parti adiacenti si sono frantumate in pezzi piccolissimi. Le analisi metallurgiche effettuate sui pezzi frantumati della flangia non hanno evidenziato in modo netto ed incontrovertibile che la rottura si sia originata a seguito di un fenomeno di fatica. Solo su di un pezzo appartenente ad essa è stato possibile determinare una piccola zona in cui vi erano delle linee di arresto, consistenti con una rottura per fatica.

Non è stato possibile, pertanto, determinare la causa principale dell'innescò del fenomeno di fatica e quindi della rottura della flangia.

CAPITOLO IV

RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA

4. RACCOMANDAZIONI

Sulla base delle evidenze raccolte e delle analisi effettuate non è parso necessario emettere delle specifiche raccomandazioni di sicurezza.

Tuttavia, considerando che, allo stato, il costruttore del motore non è in grado di poter raccomandare delle specifiche azioni ispettive per la HPT *1st stage inner air seal* (in quanto non è possibile predire sia l'inizio della propagazione di eventuali cricche di fatica, sia il rateo di propagazione stesso), sarebbe auspicabile intensificare gli studi e le prove specifiche sul fenomeno della rottura per fatica del componente in argomento.

ELENCO ALLEGATI

- ALLEGATO A:** relazione NTSB 04-097 del 20 agosto 2004.
- ALLEGATO B:** relazione NTSB 05-036 del 3 maggio 2005.
- ALLEGATO C:** AOW emessa dalla Pratt & Whitney il 23 settembre 2004.

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

NATIONAL TRANSPORTATION SAFETY BOARD

Office of Research and Engineering
 Materials Laboratory Division
 Washington, D.C. 20594



August 20, 2004

MATERIALS LABORATORY FACTUAL REPORT

Report No. 04-097

A. ACCIDENT read INCIDENT

Place : Rome, Italy
 Date : July 28, 2004
 Vehicle : Boeing 767-300, 5Y-QQQ (Kenya registry)
 NTSB No. : DCA04RA060
 Investigator : -----

B. COMPONENTS EXAMINED

Oil samples from bearing manifold chip detectors (labeled 1 to 4).
 Bearing manifold chip detector number 4 (for the number 3 bearing).
 Oil filter cap.
 Scavenge oil assembly flex line for the number 3 bearing with fire sleeve remnants.

C. DETAILS OF THE EXAMINATION

An overall view of the submitted components is shown in figure 1. Oil samples are numbered from 1 to 4 in figure 1 corresponding to the four metal chip detectors (MCDs). The MCD number 4 is the detector for the number 3 bearing.

The submitted components were examined at the Safety Board's materials laboratory in Washington, DC. Representatives from Agenzia Nazionale per la Sicurezza del Volo (Italian National Aviation Safety Agency), Blue Panorama, Parker Aerospace Stratoflex Products Division, Pratt and Whitney, Boeing, Delta Airlines, and the Federal Aviation Administration attended the group examination, conducted on August 16 and 17, 2004.

The scavenge oil assembly flex line was constructed of an inner carbon-lined polytetrafluoroethylene (PTFE) tube surrounded by a stainless steel wire braid. The line had a fire sleeve surrounding the wire braid that was constructed of fiberglass and silicone rubber.

The interior PTFE tube for the scavenge oil assembly flex line was missing and the wire braid was darkened consistent with exposure to heat. Most of the fire sleeve was missing, but some remnants shown in figure 1 were recovered. One end of the scavenge oil assembly flex line was frayed, as shown in figures 1 and 2. No evidence of a fracture

was observed in the wire braid. The frayed end was examined using a stereo microscope, and as shown in figure 3, the ends of the wire braid had machined ends consistent with the as-manufactured surface. The as-manufactured surface at the other end of the flex line is shown in figure 4.

Some particles were removed from the interior of the scavenge oil assembly flex line at the frayed end for examination using energy dispersive x-ray spectroscopy (EDS). Typical spectra for the samples showed peaks of silicon, titanium, carbon, and oxygen.

A close view of the debris on MCD number 4 is shown in figure 5. Some of the debris was removed from the MCD. The selected debris was cleaned and examined using scanning electron microscopy (SEM) and EDS. An SEM view of typical pieces of debris and corresponding typical EDS spectra are shown in figures 6 to 9. Larger flat pieces such as the piece shown in the center of figure 6 typically had a spectrum as shown in figure 7, with a high peak of iron and smaller peaks of chromium, manganese, nickel, phosphorus, silver, aluminum, silicon, oxygen, and carbon. The larger metal peaks were consistent with type 410 stainless steel, which is the material used for the number 3 bearing retaining nut. Silver was also detected, consistent with plating used on the number 3 bearing cage and retaining nut. Smaller, more spherical pieces, such as the piece shown in the center of figure 8, typically had an EDS spectrum as shown in figure 9, with a high peak of iron and smaller peaks of chromium, vanadium, nickel, molybdenum, silver, silicon, aluminum, oxygen, and carbon. The peaks of iron, chromium, vanadium, and molybdenum were consistent with M50 tool steel, which is the material used for the number 3 bearing inner and outer races and rolling elements.

Debris was observed in a cavity in the oil filter cap. Some of the debris was removed and cleaned in soapy water in an ultrasonic cleaner. Selected pieces, shown in figure 10, were prepared for examination using SEM and EDS. Typical EDS spectra obtained from the pieces are shown in figures 11 to 14. Pieces 1 and 2 had spectra as shown in figure 11, consistent with aluminum oxide. Small particles observed on piece 2 had a high peak of iron with smaller peaks of chromium, vanadium, and molybdenum, consistent with M50 tool steel. The remaining seven pieces shown in figure 10 had spectra as shown in figures 12 to 14, having high peaks of chromium with cobalt and/or nickel and smaller peaks including iron, tungsten, titanium, molybdenum, and/or niobium, consistent with superalloys commonly used in turbine applications.

Oil samples for MCD numbers 1 to 3 were examined under the stereomicroscope. The samples consisted of smeared deposits on paper. Portions of the samples from MCD numbers 2 and 3 had a shiny speckled appearance consistent with small metallic particles. The samples from MCD number 1 appeared uniformly black with no observed metallic debris.

The speckled portions of the samples from MCD numbers 2 and 3 were examined using SEM and EDS. A view of the particles in the sample from MCD number 2 using backscattered electrons is shown in figure 15, and the corresponding EDS spectrum is shown in figure 16. The sample from MCD number 2 had a high peak of iron with smaller

peaks of chromium, nickel, vanadium, molybdenum, silver, phosphorus, silicon, aluminum, oxygen, and carbon. The largest particles in the sample were approximately 30 micrometers in size, and had EDS spectra consistent with M50 tool steel. An SEM view of the particles from MCD number 3 using backscattered electrons is shown in figure 17. The particles in this sample ranged in size up to 130 micrometers. The larger particles typically had a spectrum as shown in figure 18, with a high peak of iron, a small peak of silicon, and smaller peaks of chromium and carbon, a spectrum consistent with a low-alloy steel.

Senior Materials Engineer

Mechanical Engineer



Image No.: 0408A00486, Project No.: 2004080005

Figure 1. Overall view of the submitted components.



Image No.: 0408A00488, Project No.: 2004080005

Figure 2. View of the frayed end of the scavenge oil assembly flex line.



Image No.: 0408A00497, Project No.: 2004080005

Figure 3. Closer view of the frayed end. Wire ends of the braid were machined consistent with original manufacturing.

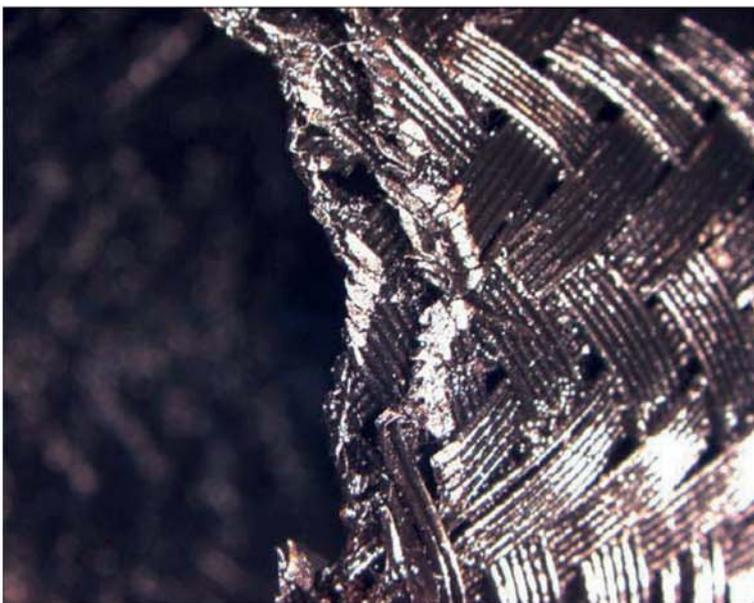


Image No.: 0408A00498, Project No.: 2004080005

Figure 4. Close view of the unfrayed end of the scavenge oil assembly flex line showing the machined ends of the braid similar to that of the frayed end.

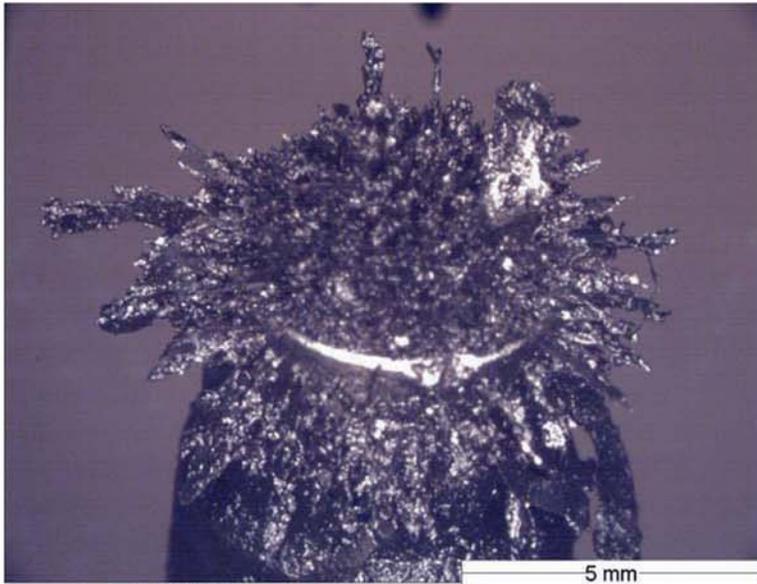


Image No.: 0408A00492, Project No.: 2004080005

Figure 5. Close view of MCD number 4 for the number 3 bearing showing debris attracted to the magnet.

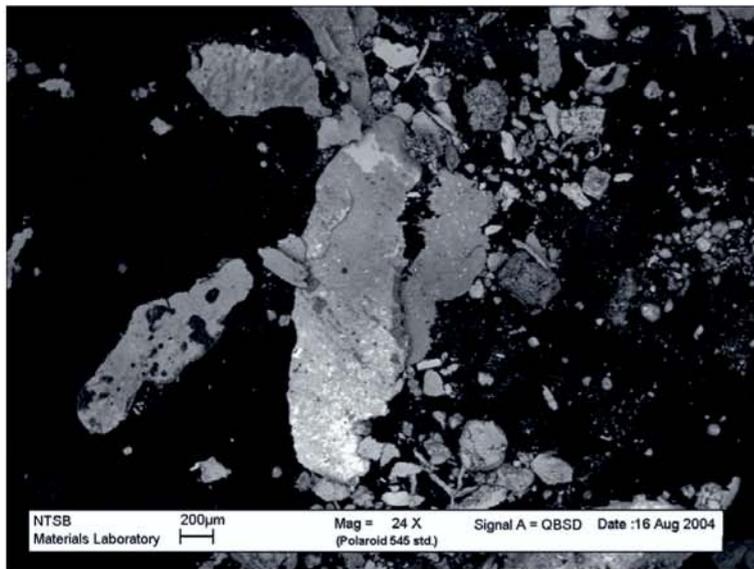


Image No.: 0408A00537, Project No.: 2004080005

Figure 6. Typical pieces of debris from MCD number 4 viewed using SEM with backscattered electrons.

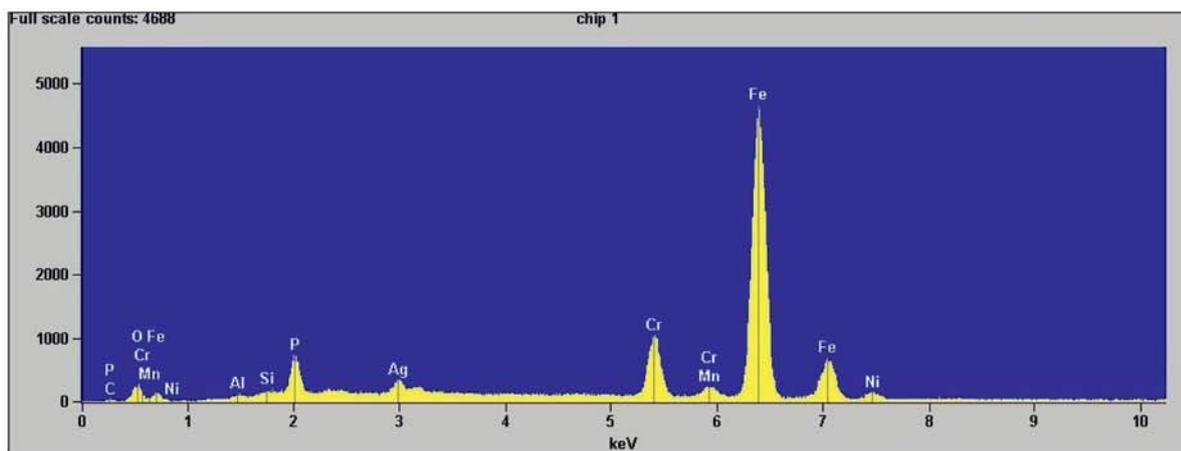


Image No.: 0408A00640, Project No.: 2004080005

Figure 7. EDS spectrum for the piece of debris shown in the center of figure 6.

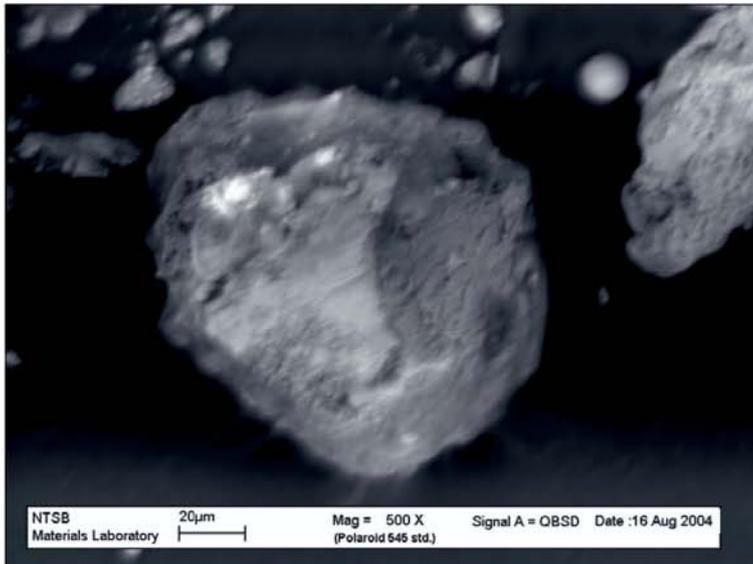


Image No.: 0408A00541, Project No.: 2004080005

Figure 8. Typical piece of debris from MCD number 4 viewed using SEM with backscattered electrons.

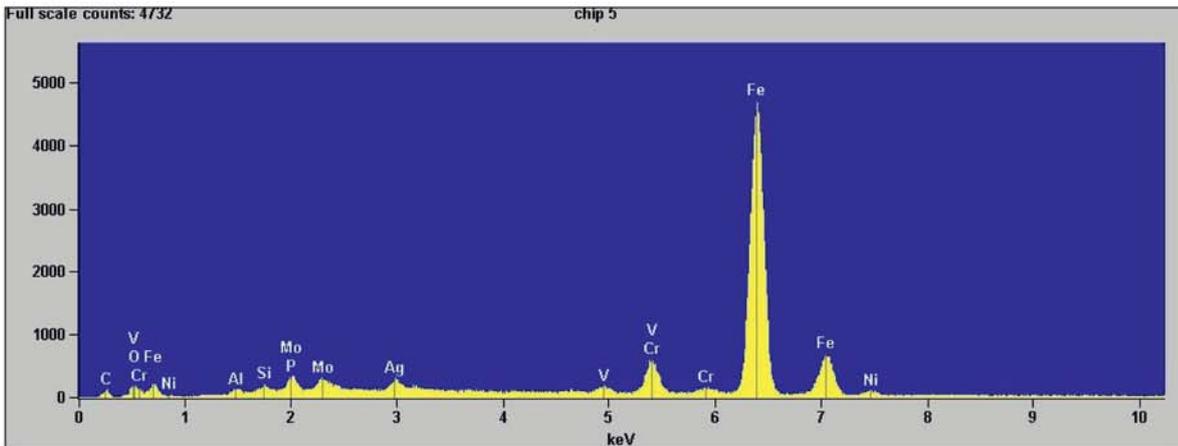


Image No.: 0408A00641, Project No.: 2004080005

Figure 9. EDS spectrum obtained for the piece of debris shown at the center of figure 8.

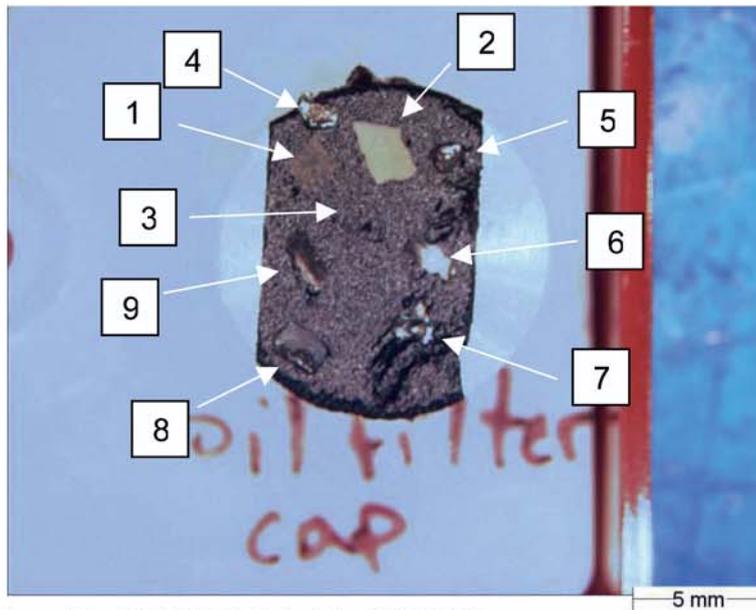


Image No.: 0408A00505, Project No.: 2004080005

Figure 10. Samples from the oil filter cap that were cleaned and selected for analysis using EDS.

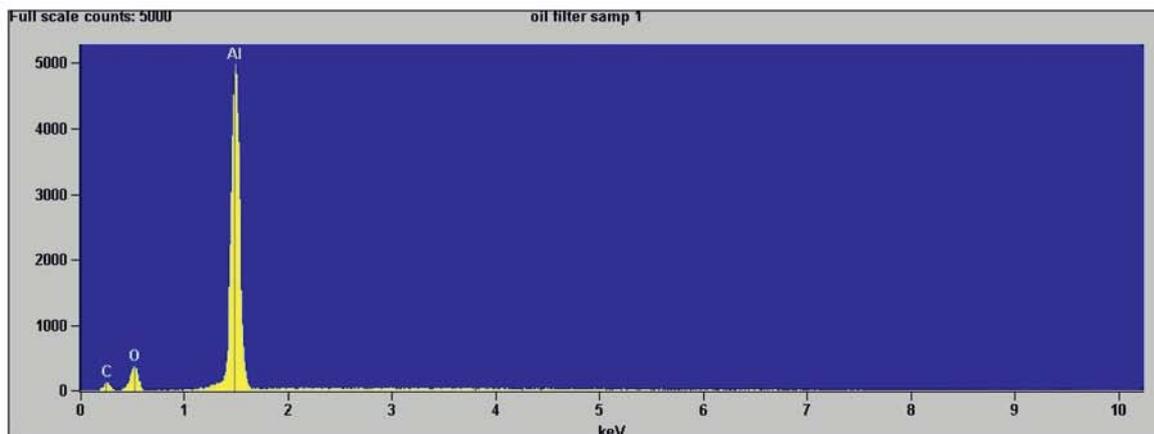


Image No.: 0408A00642, Project No.: 2004080005

Figure 11. EDS spectrum for piece 1 shown in figure 10.

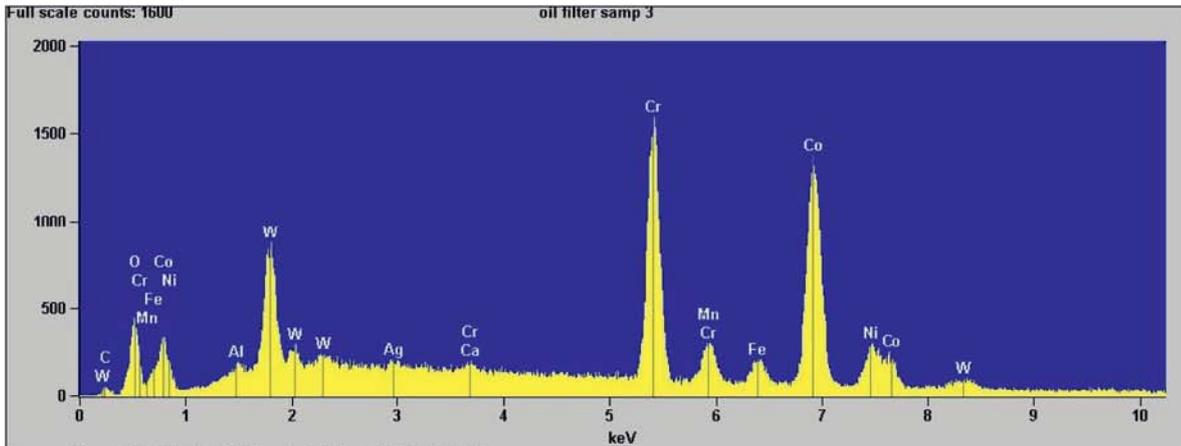


Image No.: 0408A00644, Project No.: 2004080005

Figure 12. EDS spectrum for piece 3 shown in figure 10.

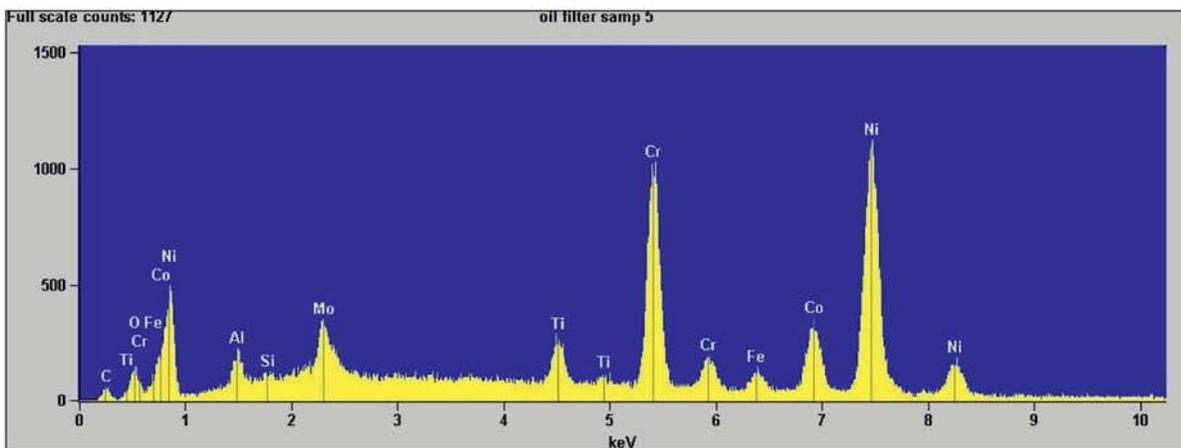


Image No.: 0408A00645, Project No.: 2004080005

Figure 13. EDS spectrum for piece 5 shown in figure 10.

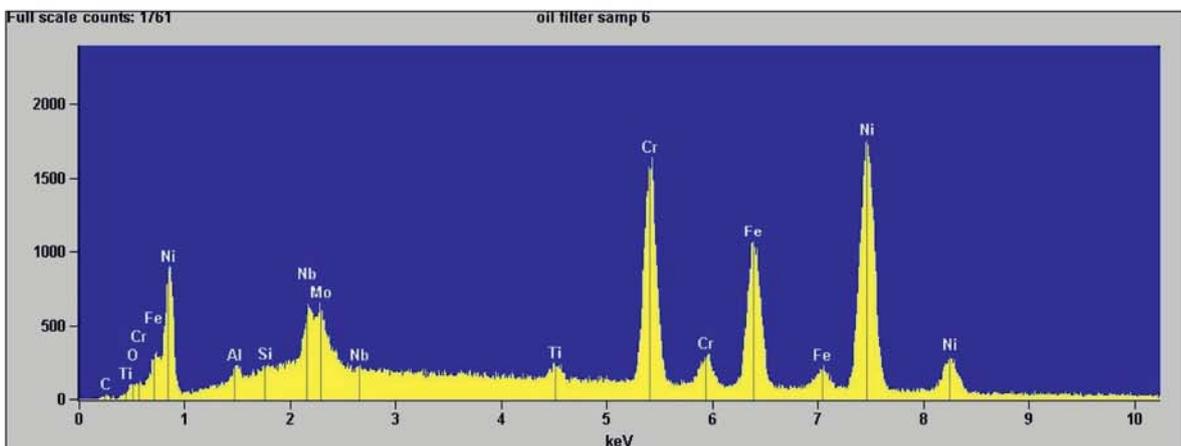


Image No.: 0408A00646, Project No.: 2004080005

Figure 14. EDS spectrum for piece 6 shown in figure 10.

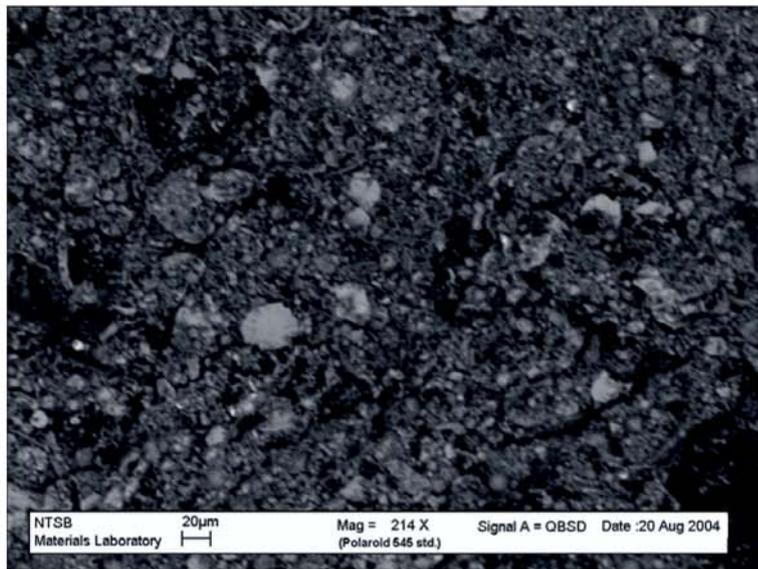


Image No.: 0408A00907, Project No.: 2004080005

Figure 15. SEM view of debris in the MCD number 2 oil sample using backscattered electrons.

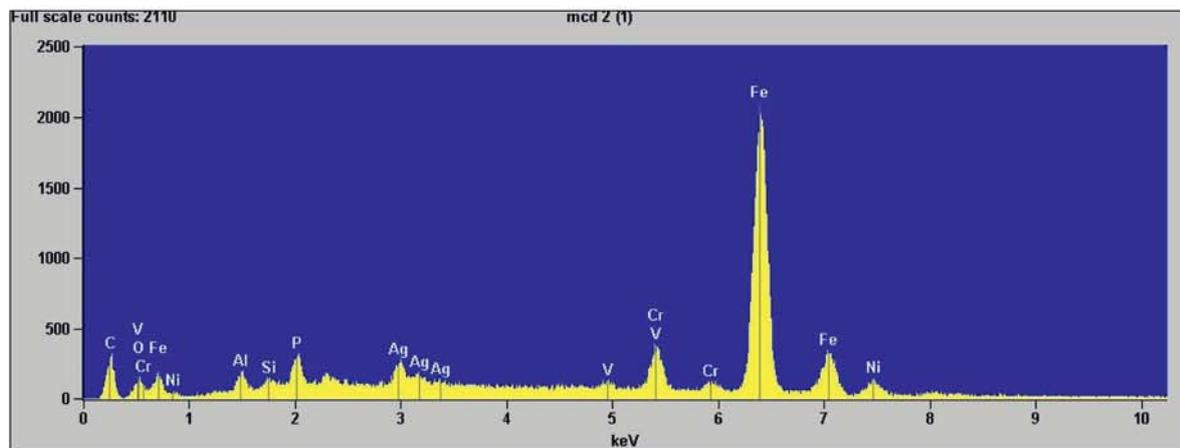


Image No.: 0408A00917, Project No.: 2004080005

Figure 16. EDS spectrum of the debris shown in figure 15.

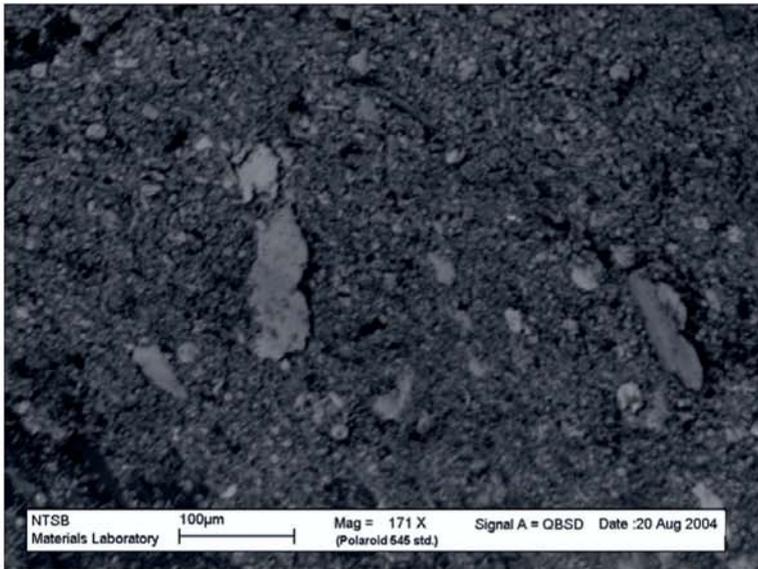


Image No.: 0408A00908, Project No.: 2004080005

Figure 17. SEM view of debris in the oil sample from MCD 3 using backscattered electrons.

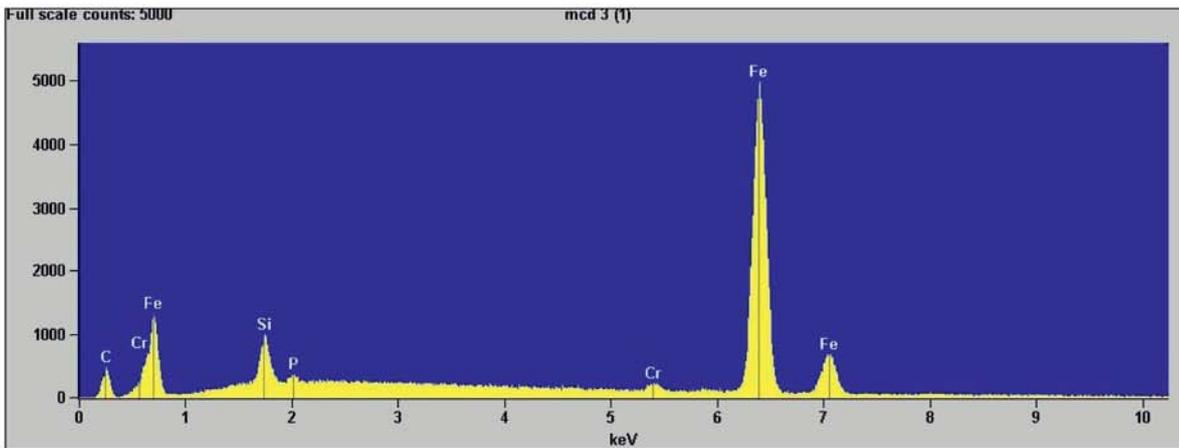


Image No.: 0408A00918, Project No.: 2004080005

Figure 18. EDS spectrum of the larger pieces of debris shown in figure 17.

NATIONAL TRANSPORTATION SAFETY BOARD

Office of Research and Engineering
 Materials Laboratory Division
 Washington, D.C. 20594



May 3, 2005

MATERIALS LABORATORY FACTUAL REPORT

Report No. 05-036

A. ACCIDENT

Place : Rome, Italy
 Date : July 28, 2004
 Vehicle : Boeing 767-300, 5Y-QQQ
 NTSB No. : DCA04RA060
 Investigator :

B. COMPONENTS EXAMINED

Number 3 bearing pieces including inner and outer races, cage, and rolling elements
 Number 3 bearing housing
 First stage high pressure turbine (HPT) disk and five blades
 Nine bags containing pieces from parts including the following:
 First stage HPT inner brush seal support
 First stage HPT inner brush seal assembly
 First stage HPT rotating inner airseal
 First stage HPT rotating inner airseal damper
 First stage HPT rotating inner airseal spacer
 Number 3 bearing compartment heat shield
 Fasteners
 Feather seals

C. DETAILS OF THE EXAMINATION

Pieces from a Pratt and Whitney 4060 engine from the area of the number 3 bearing aft to the first stage HPT disk were submitted for examination. A cross-sectional drawing showing components in this area is shown in figure 1. The engine had 35,130 hours total time in service and 6752 total cycles. Since overhaul, the engine had 4101 hours time in service and 1220 cycles. The direction of rotation for the first stage HPT turbine was clockwise as viewed looking forward.

Overall views of the submitted components are shown in figures 2 to 13. The largest pieces and components are shown in figures 2 and 3. The remaining smaller pieces were received in 10 bags, and the contents of each bag are shown in figures 4 to 13. Four of the bags were labeled "#3 bearing sump area", "#3 bearing compartment", "inner diffuser support area", and "front face of 1st stage HPT hub". The other six bags were not labeled.

After receipt in the laboratory, five of these unlabeled bags were arbitrarily labeled "U1" to "U5". One unlabeled bag contained the number 3 bearing rolling elements shown in figure 13 and was not given a label.

Pieces large enough to be handled and containing identifiable fracture surfaces were separated from the remaining powdered debris. These separated pieces are shown surrounding the powder-like debris in figures 4 to 12. These separated pieces were then cleaned with soapy water in an ultrasonic cleaner. The cleaned samples were examined under an optical stereomicroscope, and any indication of fatigue features or other preexisting fractures were noted. Where possible, the geometry, fracture features, and other damage patterns were used to identify the component from which the piece fractured.

Number 3 Bearing and Bearing Housing

The inner and outer races for the number 3 bearing are shown in figure 2. The races had sooty deposits on their surfaces. The roller surfaces were damaged with smeared metal on the surfaces consistent with skidding rolling elements. The raceway on the inner race was deformed such that the raceway surface was not parallel to the longitudinal axis of the engine.

The cage, also shown in figure 2, had sooty deposits on its surfaces. The forward and aft rings of the cage were fractured from each other. Three of the rolling element spacers remained attached to one of the rings, and none to the other ring. Twenty-two rolling element spacers that had fractured from both rings were received in bags labeled "#3 bearing sump area" and "#3 bearing compartment" as shown in figures 9 and 10. Fracture surfaces for each of the rolling element spacers were similar. The fracture surfaces had multiple flat planes with curving boundaries and arrest lines, features consistent with fatigue. The fatigue features emanated from opposite sides of each rolling element spacer and met near the center of the spacer, consistent with reverse bending fatigue. Fracture features on multiple planes were relatively rough, consistent with relatively high stresses.

The rolling elements for the number 3 bearing are shown in figure 13. The rolling elements had sooty deposits on their surfaces. One end of each of the cylindrical rolling elements was rounded, resulting in a shape resembling bullet. The surfaces had rounded deformation consistent with smeared metal on their surfaces.

The aft side of the number 3 bearing housing is shown in figure 2. The area of the housing that was within the number 3 bearing chamber was covered with a sooty deposit. Some circumferential rub marks were observed on the housing on the aft side of the flange at the inner diameter as indicated in figure 2.

First Stage HPT Inner Brush Seal Support and Brush Seal Assembly

A view of the aft faces of pieces of the first stage HPT inner brush seal support is shown in figure 14. The pieces have been placed in approximate relative positions. In

many of the fracture locations, features on one or both sides of fracture surfaces were obliterated by post fracture damage, and pieces were placed in the positions shown based on overall damage and tint patterns.

The inner brush seal support is a single piece primarily composed of a nearly flat disk on the forward side of the seal and a cylindrical ring (the brush support flange) on the aft side of the seal (see figure 1). The forward disk of the seal support was fractured around the circumference at a location just outside of the brush support flange. Pieces containing the brush support flange are shown at the inside diameter in figure 14. No identifiable pieces from the aft end of the brush support flange were located within the debris, and circumferential rub damage was observed at the aft ends of the remaining pieces. The flange also was deformed inward, and circumferential rub damage was observed on the outer surface of the brush support flange. The amount of rubbing and the extent of deformation inward were similar around the circumference.

The pieces of the inner brush seal support containing portions of the brush support flange had many fractures in the radial plane. Many of the pieces also had cracks through the brush support flange in the radial plane. Some of the fractures had relatively flat features in a flat plane with curving arrest marks, features consistent with fatigue. The largest fatigue region on these fractures is shown in figure 15. The location of the fracture shown in figure 15 is indicated in figure 14. The piece on one side of the fracture as shown in figure 15 was hand-carried to the materials laboratory (all other pieces arrived by commercial shipping companies). The mating side of the fracture was located within the bag labeled "front face of 1st stage HPT hub". A dashed line in figure 15 indicates the extent of the fatigue region, and the curvature of the boundary indicated that the fatigue was propagating forward from the brush support flange.

The fracture surfaces shown in figure 15 were examined using scanning electron microscopy (SEM), and figure 16 shows a low-magnification SEM view of the fracture surface at the aft end of the piece shown at the left in figure 15. Although fine fracture features were obscured by corrosion or damage in many areas, fatigue striations were observed in some areas, including those shown in figures 17 and 18. The location of the area shown in figure 17 is indicated in figure 16. The area shown in figure 18 was located where the brush support flange intersected the forward ring of the inner brush seal support, which is outside the field of view shown in figure 16. Striation curvature indicated fatigue crack propagation aft to forward as indicated by unlabeled arrows in figures 16 to 18.¹

A view of the forward faces of the pieces at the figure 15 fracture location is shown in figure 19. The pieces had similar damage on each side of the fracture. Several of the circumferential marks were continuous across the fracture consistent with the damage occurring before fracture.

¹ Arrows indicating crack propagation for in figures 16 to 18 are oriented with the local deformed structure, whereas the reference forward direction arrows are oriented with the forward ring piece.

The aft surface of the forward disk on the inner brush seal support had several circumferential rub marks as indicated in figure 14 that produced grooves in the surface. The rub marks were continuous and concentric on each of the pieces of the forward ring, indicating that the rubbing occurred before the radial fractures occurred.

Two of the circumferential rub marks were closely spaced radially and were located just outside of the brush support flange. The circumferential fracture in the forward disk of the inner brush seal support coincided with the location of these rub marks. Another of the circumferential rub marks was located just outside of the inner brush seal support attachment holes. The groove at this location was not as deep as the other two and was not associated with a circumferential fracture.

Several of the circumferential fracture surfaces on the forward disk of the inner brush seal support had relatively smooth fracture features consistent with fatigue fracture. Areas with these features are indicated with brackets and an arrow in figure 14. Figure 20 shows a fracture typical of the bracketed circumferential fracture areas as viewed on one of the pieces, and the location of this piece in the reconstructed inner brush seal support is shown in figure 14.

The fracture surface shown in figure 20 was examined using scanning electron microscopy (SEM), and figure 21 shows a low-magnification SEM view of a portion of the fracture surface. Although some fine fracture features were obscured by corrosion or post-fracture damage, fatigue striations were observed as shown in figures 22 and 23. The locations of the areas shown in figures 22 and 23 are indicated in figure 21. Striation curvature indicated fatigue crack propagation from aft to forward as indicated by unlabeled arrows in figures 21 to 23.

Many pieces of the brush seal assembly were located within the submitted bags of debris. All fracture surfaces of the brush seal assembly not obliterated by post-fracture damage were relatively rough, consistent with overstress fracture.

First Stage HPT Rotating Inner Airseal

An overall view of the forward faces of the pieces of the rotating inner airseal is shown in figure 24. The pieces are shown reconstructed in approximate relative positions, although none of the fracture features were sufficient to determine mating fracture features.

Pieces of the brush seal land are shown at the inner diameter in figure 24. Rotational rub damage was observed on the outer surface of the land on approximately half of the pieces from the inner diameter of the rotating inner airseal. The rub corresponded to contact with the brush seal assembly, but the location of this rub damage was aft of the aft tab for the damper groove at the inner diameter of the rotating inner airseal. This indicates that the brush seal assembly was shifted aft relative to the rotating inner airseal at the time of contact. Other pieces from the inner diameter of the rotating brush seal did not have the rotational rub damage on the outer surface of the brush seal land, but instead had off-axis

(not directly circumferential) rub and fracture. The longest piece from the inner diameter was bent forward and inward at its furthest-clockwise end (as viewed looking forward).

Three pieces were identified from the aft web of the rotating inner airseal. This area is outside of the brush seal land of the airseal. One of these pieces was the longest remaining piece of the rotating inner airseal.

The outer diameter of the rotating inner airseal was fractured into many relatively small pieces and showed extensive rub damage. Many of the pieces showed blue heat tinting and had intergranular fracture features. One of the pieces, as indicated with an arrow in figure 24, had a small region with relatively smooth fracture features and crack arrest lines, features consistent with fatigue. A closer view of the fatigue fracture features as viewed using SEM are shown in figures 25 and 26.

First Stage HPT Rotating Inner Airseal Spacer

A view of the forward faces of the rotating inner airseal spacer pieces is shown in figure 27. No mating fractures were observed on these pieces. Most of the fractures at one or both ends of the pieces occurred at the attachment holes. All fracture surfaces that were not obliterated by post-fracture damage had relatively rough features consistent with overstress fracture. All of the pieces had rub damage on their outer diameters, and most had rub damage that caused one side of the piece to come to a point. One piece, as indicated with an arrow, had rub damage across only part of its forward face, leaving an approximately triangular section of the forward face on that piece without rub damage.

First Stage HPT Disk and Blades

The rotating inner airseal is bolted to a flange, referred to as the skirt, on the forward side of the first stage HPT disk. Most of the skirt remained attached to the disk, as can be seen in figure 3. Separated pieces of the skirt that were identified in the bags of debris are shown in figure 28. Pieces from the main (outer) portion of the skirt are shown at the upper side of figure 28, and the inner portion of tabs at each of the fastener locations are shown near the center of figure 28 just above the ruler. A closer view of the inner portion of the tabs is shown in figure 29. Fracture surfaces on each of the pieces from the skirt were relatively rough, consistent with overstress fracture. Most of the tab pieces had rub damage on the inner aft corner and showed overall deformation. Three of the tabs on the skirt of the first stage HPT disk were intact as shown in figure 3. All of the skirt fractures on the first stage HPT disk had relatively rough fracture features consistent with overstress fracture.

An area of circumferential rub marks was observed near the flow holes in the first stage HPT disk as indicated with an arrow in figure 30. The location of these marks corresponds to contact with the number 3 bearing chamber shield with the shield shifted aft relative to the first stage HPT disk.

An overall view of the five first stage HPT turbine blades received for examination is shown in figure 2. Rub marks were observed on the tips of the blades. The leading edges of the blades were damaged and four blades had missing material from the midspan of the leading edge. The damaged areas were darkened with rounded edges, consistent with exposure to high temperature.

Feather Seals

The feather seals are thin plates with a slight bend near the center that provide an air seal for static structure aft of the first stage HPT disk. A number of fractured and intact feather seals were recovered from the debris, mostly from bag U1 as shown in figure 4. At the inner surface of the bend, the seals had stamped characters that read "50L623" and "30201". The fractured feather seals were fractured at the center, and the fracture was aligned with the bend. A close view of several of the fractured feather seals is shown in figure 31.

The fracture surfaces were mostly covered with corrosion products and deposits, but after cleaning with soap water and a brush, some of the fracture features were revealed. An overall SEM view of the fracture surfaces of the feather seal pieces in figure 31 is shown in figure 32. Most of the fracture surface area on the feather seals had transgranular faceted fracture features in regions with curving boundaries consistent with fatigue fracture in some alloys. The remainder of the fracture surface areas had intergranular fracture features consistent with high-temperature overstress fracture. Dashed lines in figure 32 indicate boundaries between the transgranular and intergranular regions. No clear boundary was observed in the fracture surface shown at the center. Figure 33 shows a closer view of the boundary on the fracture surface at the lowermost position in figure 32. Unlabeled arrows in figure 32 indicate general directions of fracture propagation at those locations within the fatigue region.

Other pieces

Forty clinch nuts mostly containing the shank ends of fractured bolts were recovered from the bags of debris. Eighteen of these clinch nuts and nut portions had a dark brown color and had a thinner flange relative to the other 22, which were gray and had a thicker flange. The eighteen dark-brown-colored clinch nuts were consistent in appearance with the 24 nuts used to attach the rotating inner airseal to the first stage HPT disk.

Most of the clinch nuts had the threaded shank of a bolt retained within the nut, and the heads of the bolts were fractured from the shanks. Fracture surfaces on all of the bolt pieces contained features consistent with overstress fracture, typically having smeared fracture surfaces with deformation of the shank adjacent to the fracture indicative of overstress shear fracture. Among the 18 dark-brown clinch nuts (17 of which had retained bolt shanks), 9 of the retained bolt shanks were deformed counterclockwise consistent with the head moving counterclockwise relative to the shank, 5 shanks were deformed clockwise consistent with the head moving clockwise relative to the shank, and the remaining three were undetermined. Among the 22 gray clinch nuts (21 of which had

retained bolt shanks), 14 shanks were deformed clockwise and outward, 3 shanks were deformed outward, 3 shanks were deformed counterclockwise, and the remaining one was undetermined.

Heads from 38 hex-head bolts were recovered. Where legible, the heads were marked ST 1345-11. Also, 11 screws and screw pieces were recovered, and where legible, these were marked ST 1315. All fracture surfaces on these pieces showed deformation and features consistent with overstress fracture.

All other pieces shown surrounding the powder-like debris in figures 4 to 12 were examined optically under a stereo microscope. These pieces had fracture features that were consistent with overstress fracture or were obliterated by post fracture damage.

D. SUMMARY OF THE EXAMINATION

The number 3 bearing pieces showed damage typical of high-temperature operation consistent with lack of lubrication such as would be produced by an oil fire. Fatigue failure of the roller separators in the bearing cage was consistent with unusual loading associated with bearing failure. Any indication of a primary failure within the number 3 bearing itself would likely have been obliterated or obscured by subsequent damage.

Several fractures with fatigue features were observed on the brush seal support. However, these fractures with fatigue regions were all located in areas of heavy rub damage that was consistent in magnitude across fracture surfaces, indicating the fractures from fatigue cracks were secondary to the damage. Just one fracture with fatigue features was observed on the rotating inner brush seal, but this was a small region that was also in an area of rub damage, indicating the fatigue was secondary. The overall pattern of circumferential damage on the brush seal support and corresponding damage on the land of the rotating inner airseal indicated that the brush seal assembly shifted aft relative to the rotating inner airseal.

Fractures on the skirt portion of the first stage HPT disk had overstress fracture features. The first stage HPT blades had leading edge damage, secondary damage consistent with manufacturer expectations given other damage.

Fatigue features were identified on feather seals. The fatigue emanated from the inner surface of the bend where identification marks were stamped into the surface. Fatigue on the feather seals is likely secondary damage resulting from excessive vibration.

Senior Materials Engineer

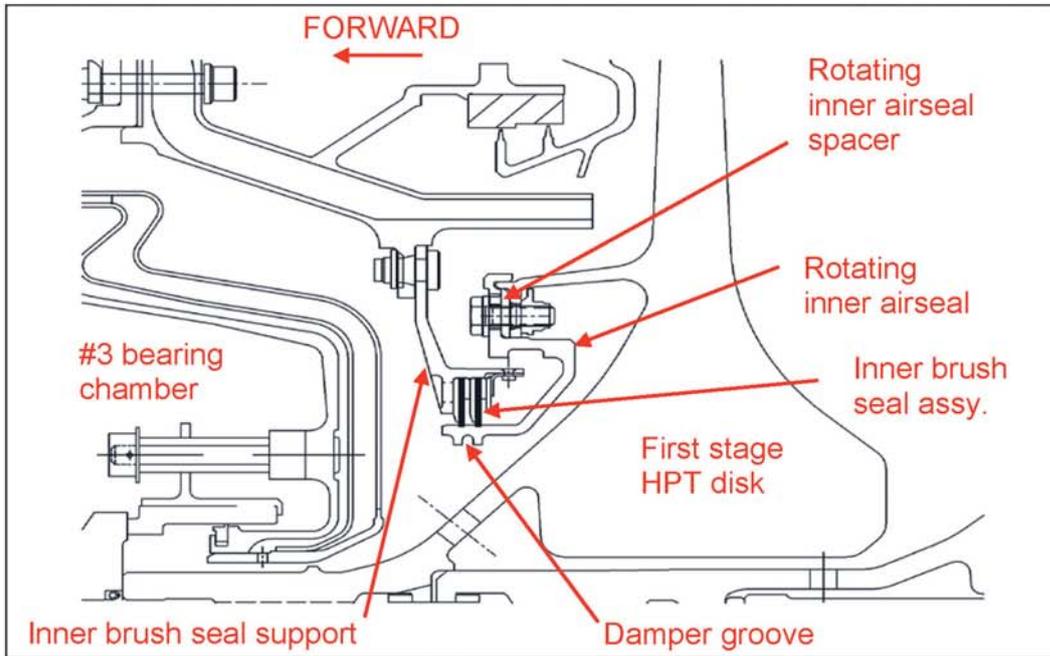


Image No.: 0504A00139, Project No.: 2004120006

Figure 1. Cross-sectional view of the engine (not to scale) in the area between the number 3 bearing chamber and the first stage HPT disk.

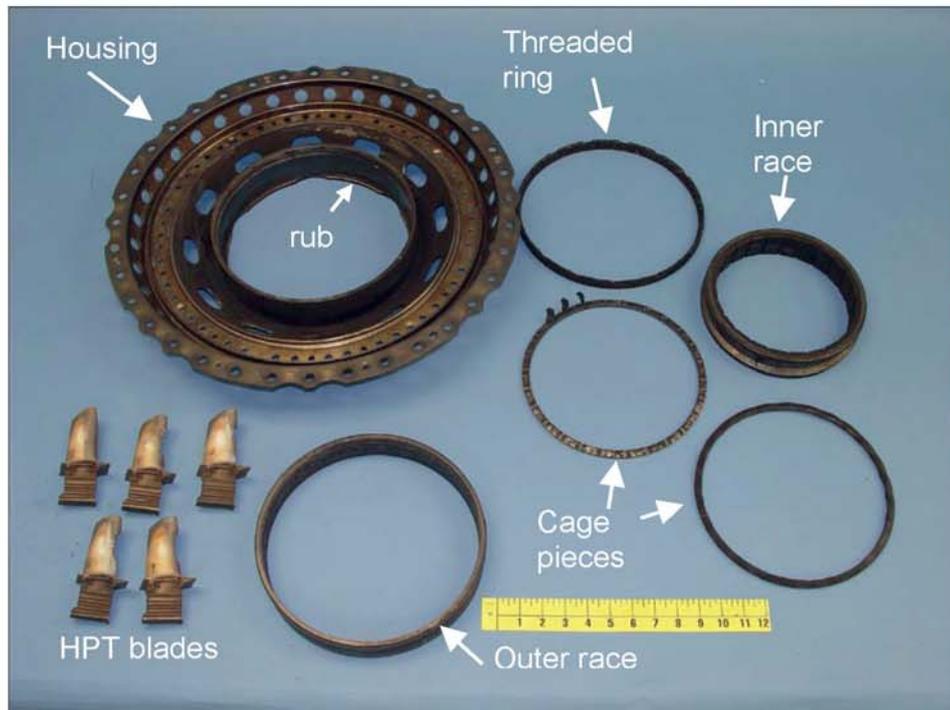


Image No.: 0412A00953, Project No.: 2004120006

Figure 2. Overall view of the number 3 bearing inner and outer races, cage pieces, and housing, and five first stage HPT blades.



Image No.: 0504A00071, Project No.: 2004120006

Figure 3. Overall view of the forward face of the first stage HPT disk.



Image No.: 0504A00193, Project No.: 2004120006

Figure 4. Overall view of the contents of bag U1.



Image No.: 0501A00875, Project No.: 2004120006

Figure 5. Overall view of the contents of bag U2.



Image No.: 0501A00911, Project No.: 2004120006

Figure 6. Overall view of the contents of bag U3.



Figure 7. Overall view of the contents of bag U4.

Image No.: 0504A00194, Project No.: 2004120006



Image No.: 0504A00196, Project No.: 2004120006

Figure 8. Overall view of the contents of bag U5.



Image No.: 0501A00855, Project No.: 2004120006

Figure 9. Overall view of the contents of the bag labeled "#3 bearing sump area". The unlabeled bracket indicates fractured number 3 bearing cage rolling element spacers.



Image No.: 0501A00857, Project No.: 2004120006

Figure 10. Overall view of the contents of the bag labeled "#3 bearing compartment". The unlabeled bracket indicates fractured number 3 bearing cage rolling element spacers.



Figure 11. Overall view of the contents of the bag labeled "inner diffuser support area".

Image No.: 0504A00195, Project No.: 2004120006



Image No.: 0501A00893, Project No.: 2004120006

Figure 12. Overall view of the contents of the bag labeled "front face of 1st stage HPT hub".



Figure 13. Overall view of the number 3 bearing rolling elements.

Image No.: 0501A00865, Project No.: 2004120006

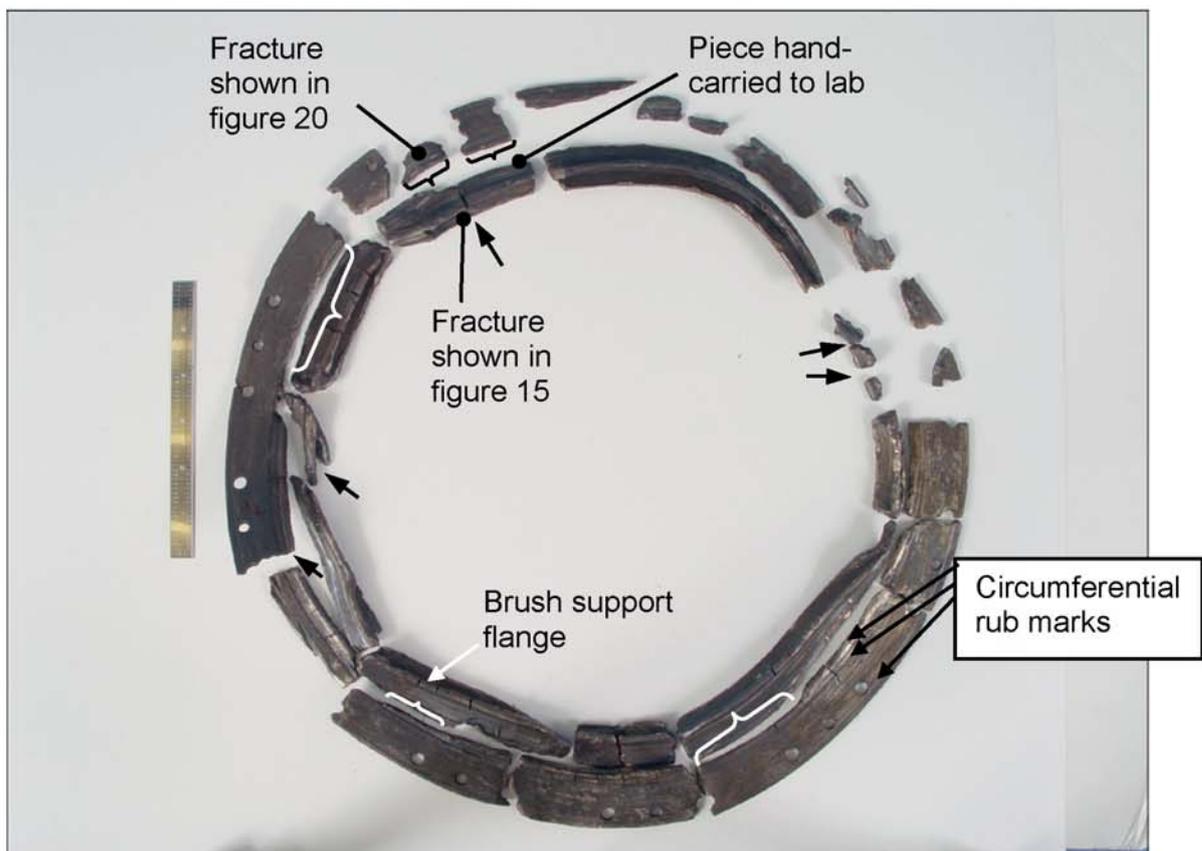


Image No.: 0502A00278, Project No.: 2004120006

Figure 14. View of the aft face of the first stage HPT brush seal support pieces. Unlabeled arrows and brackets indicate locations where fatigue fracture features were observed.



Image No.: 0501A00896, Project No.: 2004120006

Figure 15. View of mating fracture surfaces of pieces of the brush seal support. The piece on the right was hand-carried to the materials laboratory. Dashed lines indicate the fatigue boundary.

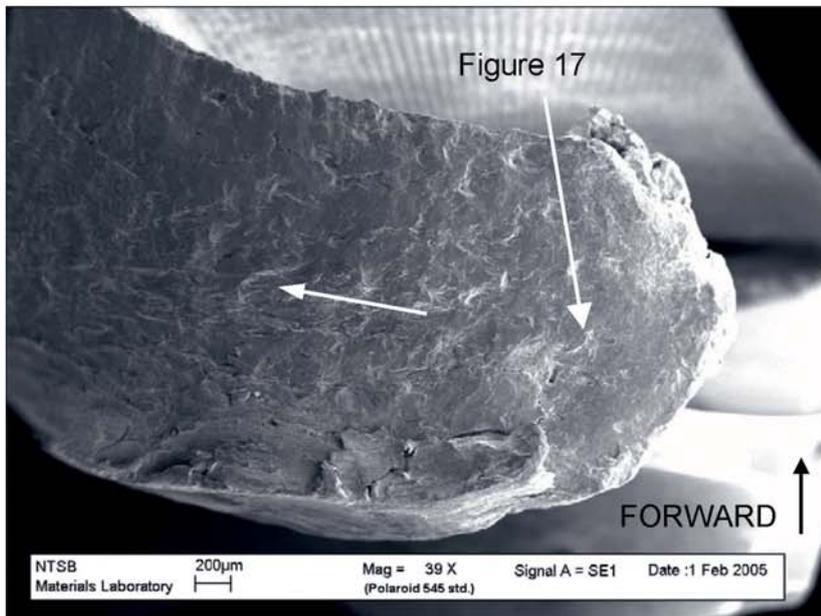


Image No.: 0502A00227, Project No.: 2004120006

Figure 16. SEM view of the brush seal support flange area on the fracture surface of the brush seal support piece shown at the left in figure 15. An unlabeled arrow indicates the general direction of fatigue propagation.

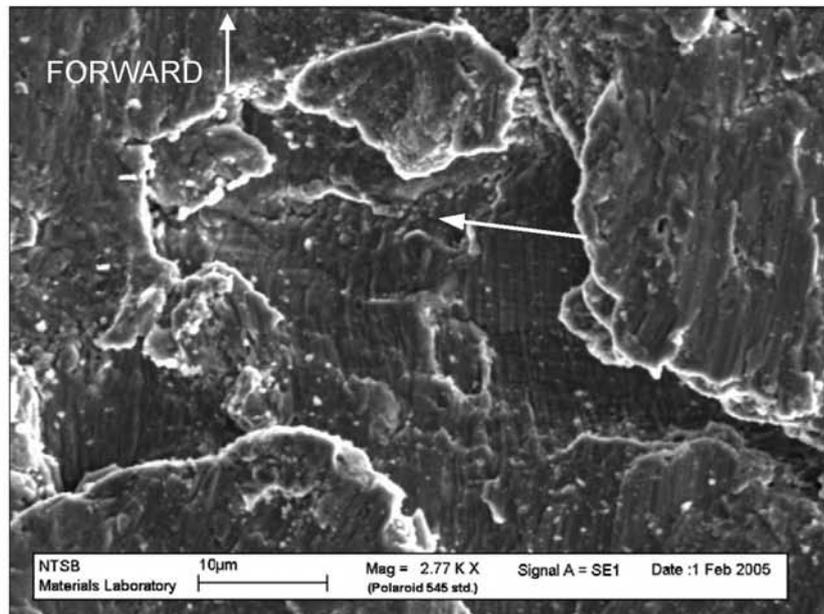


Image No.: 0502A00224, Project No.: 2004120006

Figure 17. View of the area indicated in figure 16 at higher magnification showing fatigue striations. An unlabeled arrow indicates the local direction of fatigue propagation.

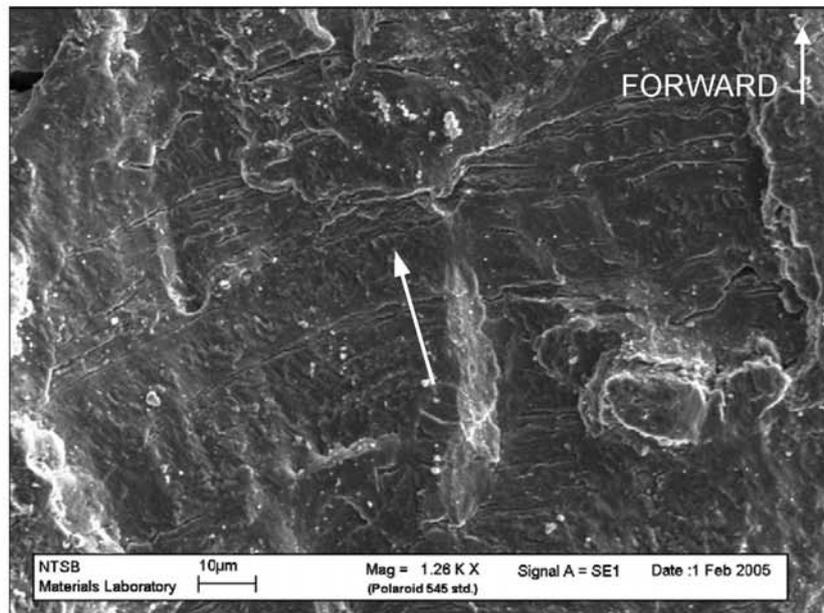


Image No.: 0502A00233, Project No.: 2004120006

Figure 18. Fatigue fracture features on the left piece of figure 15 near where the support flange intersects the forward ring of the support. An unlabeled arrow indicates the local crack propagation direction.

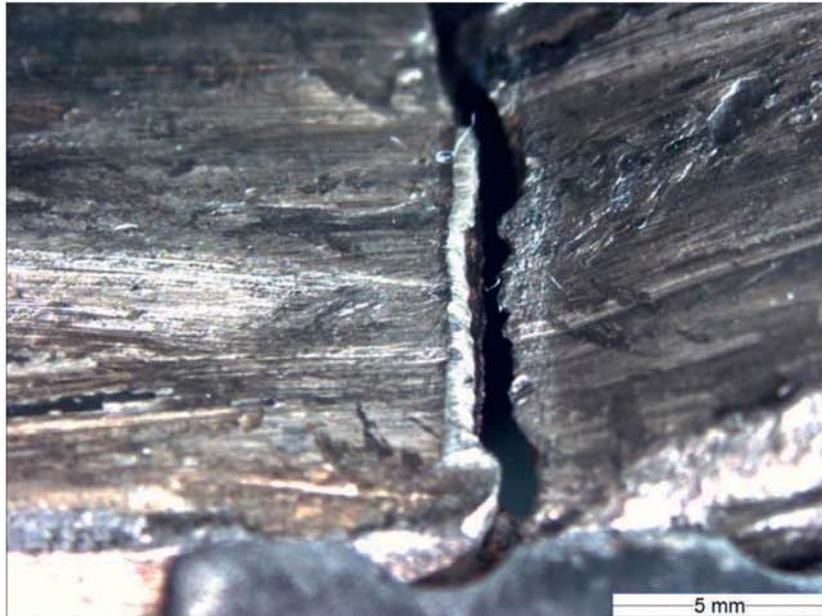


Image No.: 0502A00409, Project No.: 2004120006

Figure 19. View of the forward face of the brush seal support at the location of the fracture shown in figure 15.



Image No.: 0502A00084, Project No.: 2004120006

Figure 20. View of the circumferential fracture on a piece of the brush seal support at the location indicated in figure 14.

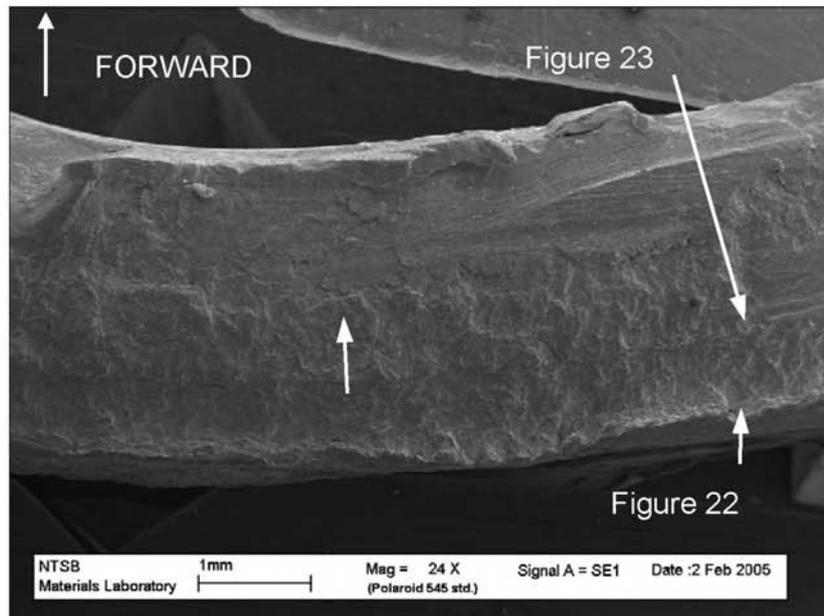


Image No.: 0502A00223, Project No.: 2004120006

Figure 21. SEM view of fatigue features on the circumferential fracture shown in figure 20. An unlabeled arrow indicates the general direction of fatigue propagation.

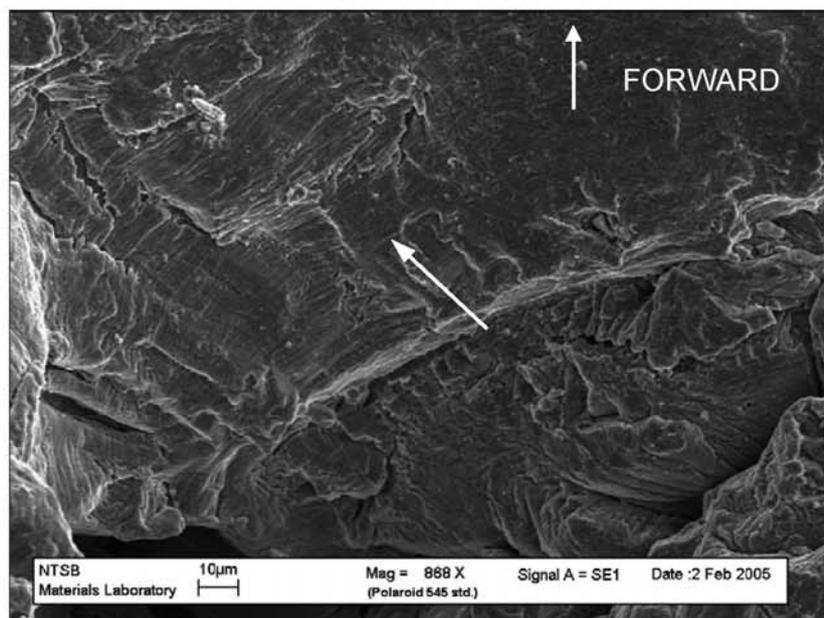


Image No.: 0502A00219, Project No.: 2004120006

Figure 22. Higher magnification SEM view of the area indicated in figure 21 showing fatigue fracture features. An unlabeled arrow indicates the local direction of fatigue propagation.

Report No. 05-036
Page No. 20

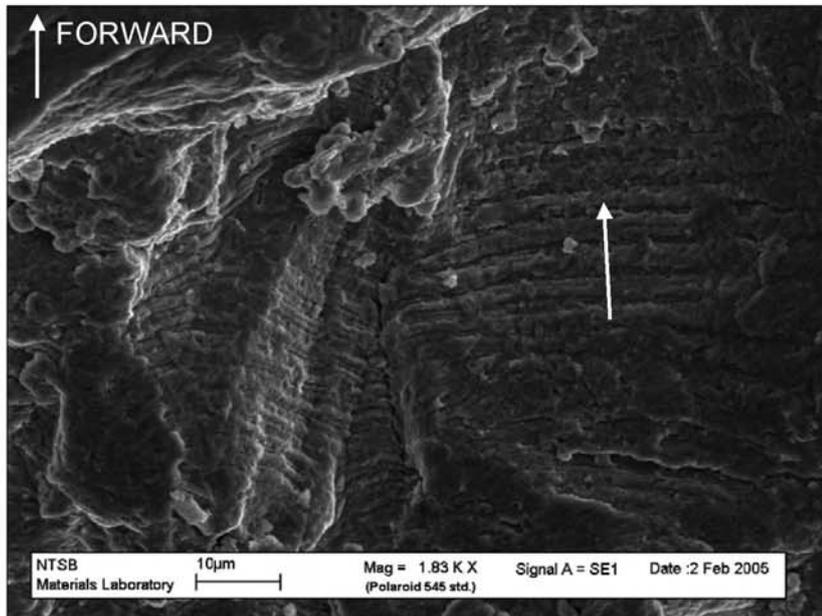


Image No.: 0502A00209, Project No.: 2004120006

Figure 23. Higher magnification SEM view of the area indicated in figure 21 showing fatigue fracture features. An unlabeled arrow indicates the local direction of fatigue propagation.



Image No.: 0502A00310, Project No.: 2004120006

Figure 24. View of the forward faces of pieces of the rotating inner airseal. An unlabeled arrow indicates the piece that had fatigue features shown in figures 25 and 26.

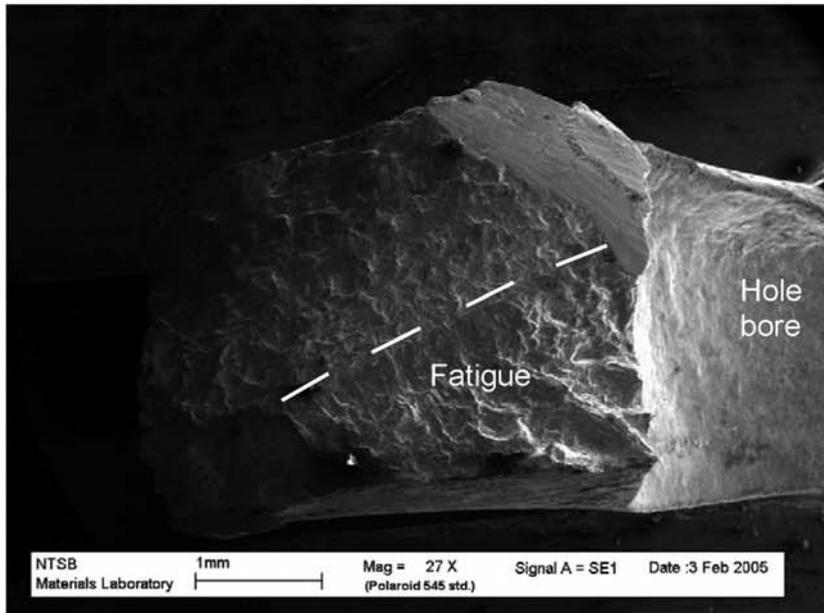


Image No.: 0502A00194, Project No.: 2004120006

Figure 25. SEM view of the fracture surface on the piece of the rotating inner airseal with fatigue features as indicated in figure 24. A dashed line indicates the fatigue boundary.

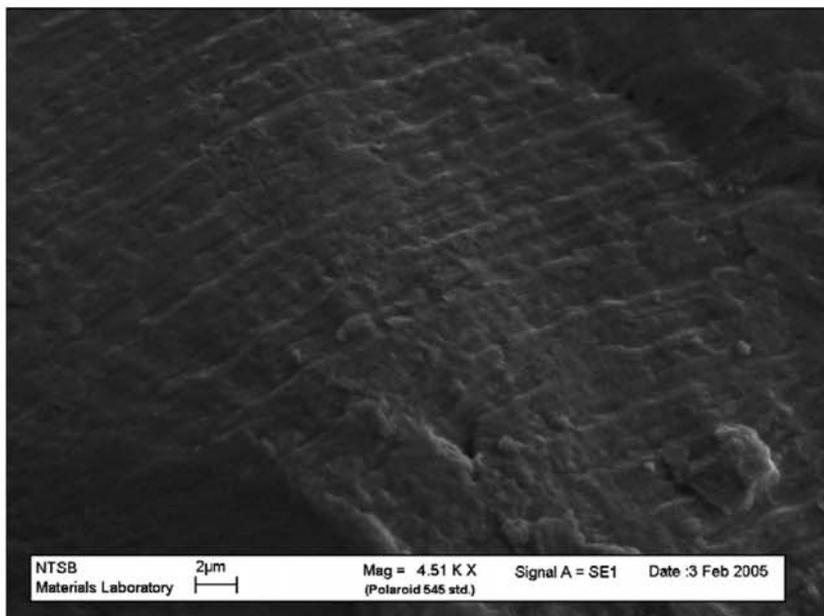


Image No.: 0502A00195, Project No.: 2004120006

Figure 26. Higher magnification SEM view of fatigue fracture features from the fatigue region of the fracture shown in figure 25.

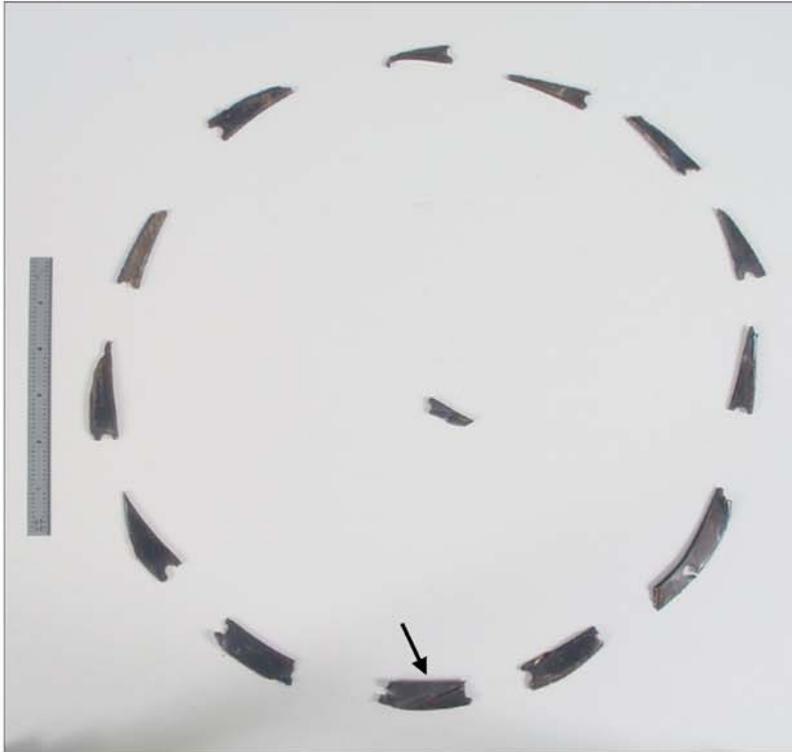


Figure 27. View of the forward sides of the rotating inner airseal spacer pieces. An unlabeled arrow indicates one piece of that had rub damage on part of its forward face.

Image No.: 0502A00293, Project No.: 2004120006



Image No.: 0502A00299, Project No.: 2004120006

Figure 28. Fractured pieces of the skirt on the first stage HPT disk to which the rotating inner airseal was attached. View is of the forward side (looking aft).



Image No.: 0502A00307, Project No.: 2004120006

Figure 29. Close view of the fractured tabs from the first stage HPT skirt. View is of the aft sides (looking forward).



Image No.: 0504A00074, Project No.: 2004120006

Figure 30. View of the forward face of the first stage HPT turbine disk. An unlabeled arrow indicates an area of circumferential rub marks near the air flow holes.

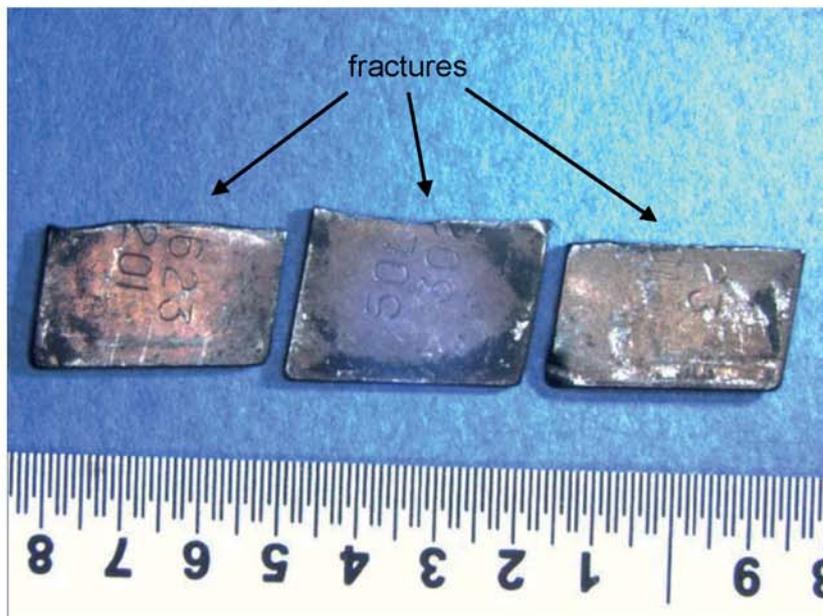


Image No.: 0504A00755, Project No.: 2004120006

Figure 31. Close view of several of the fractured feather seals.

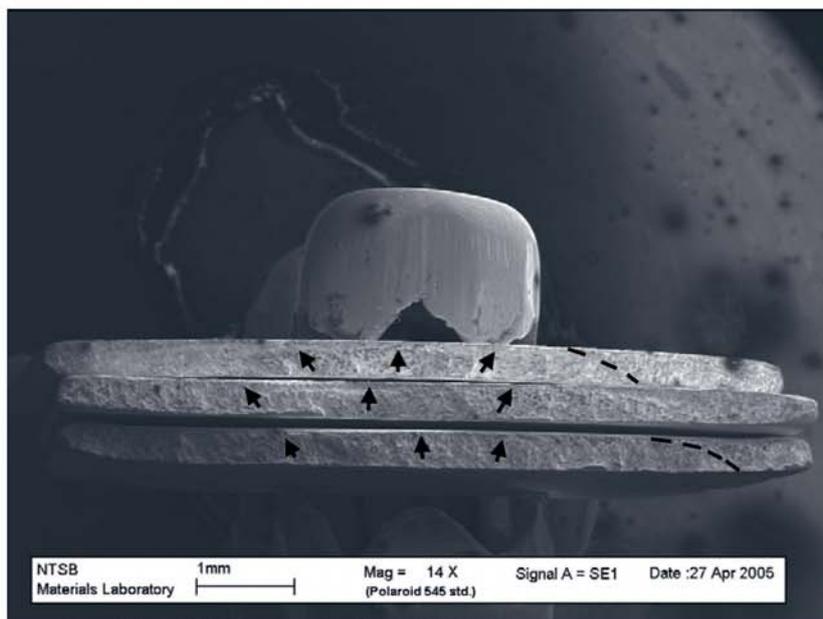


Image No.: 0504A00761, Project No.: 2004120006

Figure 32. SEM view of fracture surfaces of the feather seals shown in figure 31. Dashed lines indicate fatigue boundaries.

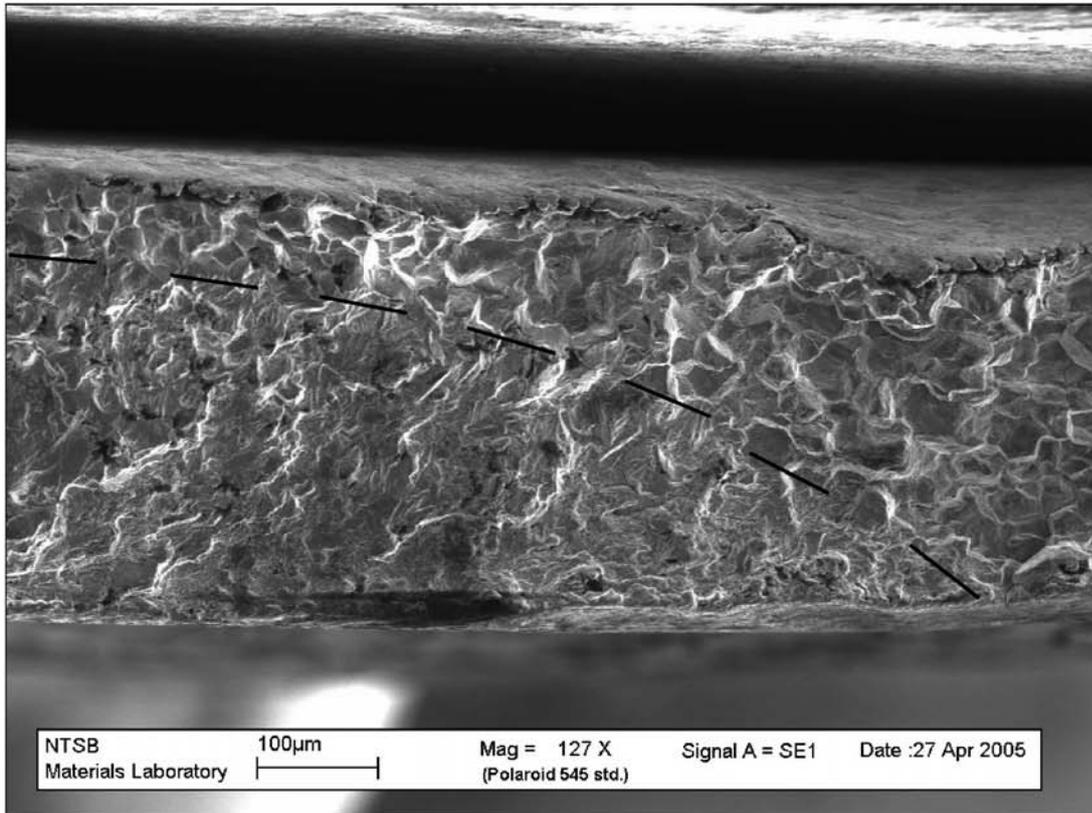


Image No.: 0504A00759, Project No.: 2004120006

Figure 33. Closer SEM view of fatigue boundary on the lower-most feather seal fracture surface of figure 32 showing the transition from transgranular to intergranular fracture features.

General

**Pratt & Whitney**

A United Technologies Company

Author: /CSCT.P&W / PW4000	Submitted: 09/23/2004 09:03:45 AM
Privacy: Public	Hit Date: 09/23/2004 09:11:10 AM
	Message ID: C4267-G43425
	ATA Code: 72-52-00

Message Header**Address**

To: XFR / /CSCT/P&W
From: PW4000 / /CSCT/P&W
CC:

Info

Customer Originated?		Status:	Closed
Customer Code:		Customer Contact:	
Date Closed:	09/23/2004 12:03:45 PM EDT	Closed By:	/CSCT/P&W
File as #:	-		
Source:	Customer Technical Service All Operator Wire		

Engine

Engine S/N:	Aircraft Type:	Engine Type:	Engine Model:
		PW4000	

ATA Code /Description:	Section:
72-52-00	
High Pressure Turbine (Hpt)	

Subject: HPT 1st Inner Airseal Fracture Investigation Update

Narrative**Message Body:**

Please distribute this all operator wire to your cognizant airline personnel.

PW4000 All Operator Wire

To: All PW4000 Operators

Subject: High Pressure Turbine 1st Inner Airseal Fracture Investigation Update

Date: 9/23/04

Applicability:

PW4000-94:
 PW4052(-3), PW4056(-3), PW4060(-3),
 PW4060C(-3), PW4062(-3),
 PW4062A(-3), PW4152(-3), PW4156A(-3),
 PW4158(-3), PW4460(-3), PW4462(-3)
 PW4000-100:
 PW4164, PW4168, PW4168A

This is: PW4000/72-52/CTS:BRS:09-23-04-4

(A) Wire Contents:

The purpose of this All Operator Wire (AOW) is to provide an update concerning fractures of the High Pressure Turbine (HPT) 1st Stage Inner Airseal (P/N 50L664) and the status of our investigation. This wire also provides clarification of the maintenance recommendation originally made in AOW PW4000/72-52/CTS:BRS:04-13-04-3 issued 4/13/04.

(B) Reference(s):

1. Cleaning Inspection & Repair (CIR) Manual Part Number 51A357
2. PW4000 Service Information Report (SIR) Dated August 2004
3. PW4ENG 72-504 Service Bulletin: Engine - Conversion Of A PW4052, PW4056, PW4060, To A PW4052(-3), PW4056(-3), Or PW 4060(-3)
4. AOW PW4000/72-52/CTS:ECK:10-29-01-1 "PW4000 94/100 High Pressure Turbine 1st Stage Inner Airseal Events" issued 10/29/01
5. AOW PW4000/72-52/CTS:BRS:1-31-02-1 "PW4000 HPT 1st Inner Airseal Fracture Investigation Update" issued 1/30/2002
6. AOW PW4000/72-52/CTS:BRS:05-13-02-2
7. AOW PW4000/72-52/CTS:BRS:04-13-04-3

(C) Discussion & Background Information:

1. Since August 1999 there have been a total of (30) findings of cracked or fractured (PN 50L664) 1st stage inner airseals. All of the airseal fracture events have been contained within the engine structure. The method of discovery and the associated damage to other engine hardware have varied widely. Eight of the fractures resulted in inflight shutdown (IFSD) events.
2. There have been five findings of fractured airseals since the Reference (7) AOW was issued. All five of those engines had recently been through overhaul shops and each of the 1st stage inner airseals had accumulated less than 500 cycles since overhaul. Four of those engines were removed due to metal found on the metal chip detectors and the fifth was removed for routine maintenance. The previous event history has been provided in Reference (4) AOW and updated by the Reference (5), (6) and (7) AOW's. Please review those wires for additional background information.
3. All five of the recent findings of fractured 1st inner airseals were in engines which incorporated reused brush seal assemblies (PN 55K604-01) installed with new or repaired 1st inner airseals. Four of the engines were assembled prior to the recommendation to replace the brush seal assembly with a new piece of the same part number at each turbine overhaul where the PN 50L664 1st stage inner airseal is removed from the first stage turbine hub in the reference (7) AOW. The one engine which was assembled after the reference (7) AOW was released was not in the shop for a High Pressure Turbine overhaul however the 1st stage inner airseal was replaced. The brush seal assembly was reused and the 1st stage inner airseal was found fractured 88 cycles after the shop visit.
4. Pratt & Whitney's investigation to determine root cause of the airseal fractures is continuing. We have completed detailed analysis of the critical parts returned from (21) of the events. The investigations have confirmed that the cracks initiated in High Cycle Fatigue (HCF) at either of two locations as reported in the Reference (7) AOW. The analysis from recent events is entirely consistent with the findings of previous events. The analysis of critical hardware from event engines has not identified anything that is considered to be the root cause of crack initiation.
5. In July Pratt & Whitney ran an extensive engine test with special instrumentation designed to collect pressure and vibration data in the vicinity of the 1st stage inner airseal. This was done in an effort to isolate and better understand drivers of vibration in the airseal. Data analysis is ongoing however there have been no new potential root cause sources identified to date.
6. On-wing fleet management recommendations: Pratt &

Whitney does not recommend special on-wing fleet management actions to inspect for airseal cracks since we are unable, at this time, to predict either the on-set of cracking nor the crack propagation rate.

7. Off-wing Fleet Management Recommendations: Pratt & Whitney announced the requirement to discontinue reuse of the PN 55L741 damper rings in the reference (6) AOW. The engine manuals were updated to reflect that change in June 2002. We continue to recommend replacement of the damper ring per current engine manual requirements. A recommendation that brush seal (PN 55K604-01) should be replaced with a new piece of the same part number at each turbine overhaul where the 50L664 1st inner airseal is removed from the first stage turbine hub was made in the ref (7) AOW. Based upon further service experience we are clarifying the intent of that recommendation : Replace brush seal assembly (typical PN 55K604-01) with a new assembly at each access where the 1st stage HPT inner airseal (typical PN 50L664) is removed and re-installed on the 1st stage turbine hub regardless of the reason for the removal and re-installation of the 1st inner airseal. We further recommend replacing the brush seal with a new assembly any time that the match of 1st inner airseal and brush seal is changed (such as in a module swap).
8. There is believed to be an interaction between the brush seal assembly and the 1st stage inner airseal which is a contributor to vibration levels in the airseal. The airseal events that have occurred initiated in high cycle fatigue driven by vibration.
9. Our recommendation is based on the statistical link between brush seal assembly reuse with 1st stage inner airseals that are new or refurbished and crack or fracture findings. No findings have occurred on new production engines and only one of thirty affected engines is believed to have been built with a new brush seal. Maintenance facilities which typically replace the brush seals whenever the first inner airseal is disturbed have not had any 1st inner airseal events. Pratt & Whitney's recommendation is that the brush seal assembly should be replaced with a new assembly whenever the 1st inner airseal is removed and re-installed on the 1st stage turbine hub regardless of the reason for the removal and re-installation of the 1st inner airseal. We further recommend replacing the brush seal with a new assembly any time that the match of 1st inner airseal and brush seal is changed (such as in a module swap).
10. Pratt & Whitney has surveyed the overhaul shops and determined that the great majority of operators are replacing brush seals in compliance with this recommendation. Due to recent experience it has been decided that we will not

issue a service bulletin as previously announced in the reference (7) AOW. This recommendation will be incorporated in the December 15, 2004 release of the engine manual. Operators may wish to take this revision into consideration when planning maintenance and material requirements.

(D) Maintenance Recommendations:

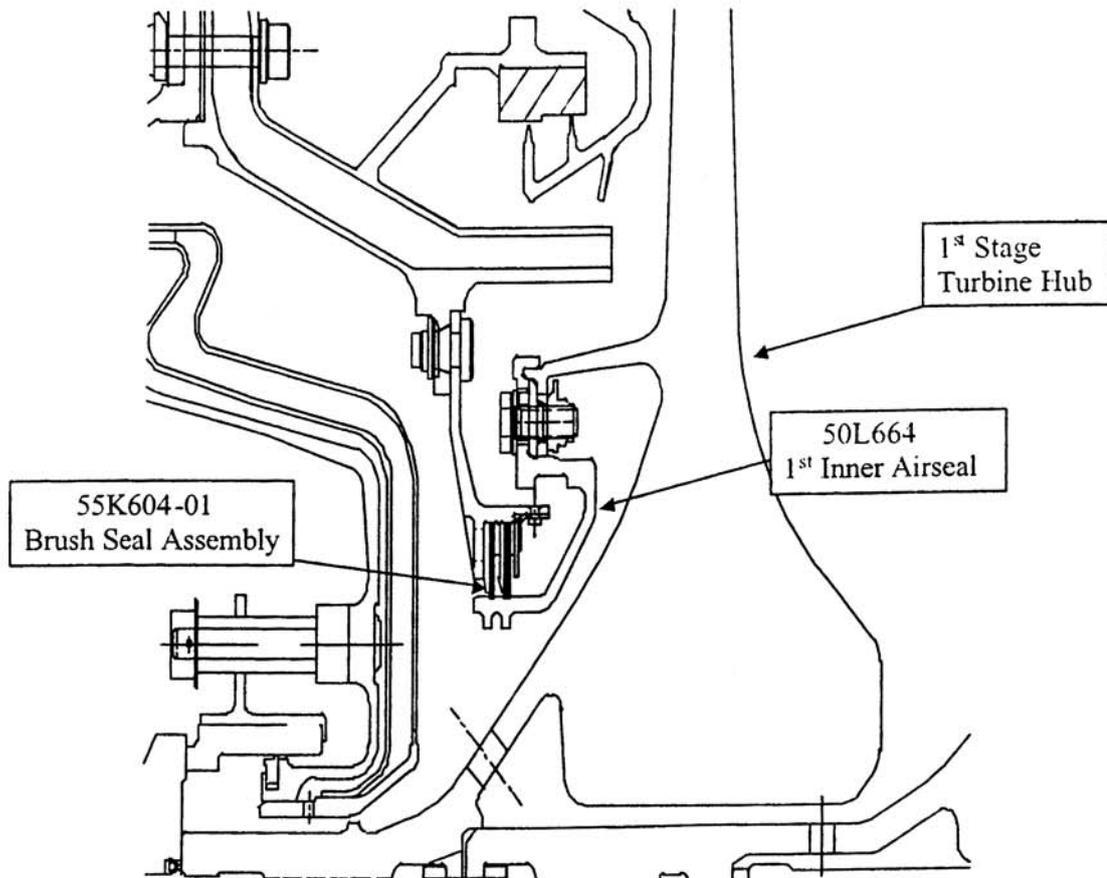
Off-Wing Fleet Management

1. Brush seal assembly (typical PN 55K604-01) should be replaced with a new assembly whenever the 1st stage inner airseal (typical PN 50L664) is removed and re-installed on the 1st stage turbine hub regardless of the reason for the removal and re-installation of the 1st inner airseal. We further recommend replacing the brush seal with a new assembly any time that the match of 1st inner airseal and brush seal is changed (such as in a module swap).
2. Continue to replace the airseal damper ring per current engine manual requirements.

Note: Pratt & Whitney has increased the brush seal spare part production capability and expects to meet projected demand.

On-Wing Fleet Management

1. No additional inspection recommended beyond current Aircraft Maintenance Manual / Maintenance Review Board required inspections and monitoring.



(E) Conclusion:

Pratt & Whitney has been notified of (30) 1st stage HPT inner airseals found cracked or fractured in the field. The inner airseals that have been investigated show evidence of High Cycle Fatigue. Root cause is still under investigation however it has been noted that all of the cracked or fractured parts were found on overhauled engines. It has been further determined that all but one of the engines is known to have had a reused PN 55K604-01 brush seal assembly installed at the previous maintenance where the 1st inner airseal was repaired or replaced with a new or repaired part. Pratt & Whitney is recommending that all operators replace the (typical

PN 55K604-01) brush seal assembly with a new assembly at each access where the PN 50L664 1st inner airseal is removed and re-installed on the 1st stage turbine hub regardless of the reason for the removal and re-installation of the 1st inner airseal. We further recommend replacing the brush seal with a new assembly any time that the match of 1st inner airseal and brush seal is changed (such as in a module swap).

Replacement parts are currently available in sufficient quantity to satisfy anticipated customer requirements.

If you have any questions regarding this subject, please do not hesitate to contact us.

United Technologies Corporation
Pratt & Whitney
Commercial Engine Business