

RELAZIONE D'INCHIESTA

**INCIDENTE OCCORSO ALL'AEROMOBILE
B767-300ER, marche EI-CXO,
località aeroporto di Fiumicino (Roma)
16 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	4
1.3. DANNI RIPORTATI DALL'AEROMOBILE	4
1.4. ALTRI DANNI	6
1.5. INFORMAZIONI RELATIVE AL PERSONALE	6
1.5.1. Equipaggio di condotta	6
1.5.2. Esperienza di volo	6
1.5.3. Equipaggio di cabina	7
1.6. INFORMAZIONI SULL'AEROMOBILE	7
1.6.1. Dati tecnico-amministrativi	7
1.6.2. Caratteristiche principali motori famiglia PW 4000-94"	7
1.6.3. Specifiche applicabili tubazione P/N 51T075 – Hose control pressure CP11	9
1.6.4. Manutenzione effettuata sul motore PW 4062-3 S/N 724106	11
1.7. INFORMAZIONI METEOROLOGICHE	12
1.8. ASSISTENZA ALLA NAVIGAZIONE	12
1.9. COMUNICAZIONI	12
1.10. INFORMAZIONI SULL'AEROPORTO	12
1.11. REGISTRATORI DI VOLO	13
1.12. ESAME DEL RELITTO	16
1.13. INFORMAZIONI DI NATURA MEDICA E PATOLOGICA	16
1.14. INCENDIO	17
1.15. ASPETTI RELATIVI ALLA SOPRAVVIVENZA	17
1.15.1. Fase di evacuazione passeggeri	17
1.15.2. Interventi effettuati dalla società di gestione dell'aeroporto	18

1.16. PROVE E RICERCHE EFFETTUATE	20
1.16.1.Generalità	20
1.16.2.Prove su aeromobile e motore incidentato	21
1.16.3.Esami sullo scivolo (slide-raft) P/N 7A1489-4 S/N G020.....	31
1.17. INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI	32
1.18. INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI	32
1.18.1.Precedenti casi simili di rottura tubazioni flessibili	32
1.19. TECNICHE DI INDAGINE UTILI O EFFICACI	32
 CAPITOLO II - ANALISI.....	 33
2. ANALISI EVIDENZE	33
2.1. ANALISI DATI REGISTRATORI DI VOLO	33
2.2. PROVE DI LABORATORIO.....	34
2.3. ANALISI INFORMAZIONI SU TUBAZIONI FLESSIBILI CONTENUTE NEL MANUALE MOTORE	35
2.4. ANALISI DOCUMENTAZIONE MANUTENTIVA	36
2.4.1. Ultima revisione generale del motore	38
2.4.2. Considerazioni	40
2.5. FASE DI EVACUAZIONE PASSEGGERI	41
 CAPITOLO III - CONCLUSIONI	 43
3. CONCLUSIONI.....	43
3.1. EVIDENZE.....	43
3.2. CAUSE.....	45
 CAPITOLO IV – RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA	 47
4. RACCOMANDAZIONI.....	47
4.1. RACCOMANDAZIONI GIA' EMESSE	47
4.1.1. Raccomandazione ANSV-24/194-1/A/04.....	47
4.1.2. Raccomandazione ANSV-25/194-2/A/04.....	47
4.1.3. Raccomandazione ANSV-26/194-3/A/04.....	48
4.2. ULTERIORE RACCOMANDAZIONE.....	48
4.2.1. Raccomandazione ANSV-18/194-04/4/A/06	48
 ELENCO ALLEGATI.....	 49

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 16 luglio 2004, alle ore 09.31 UTC¹ (11.31 ora locale), sull'aeroporto di Roma Fiumicino (FCO, codice ICAO: LIRF) ed ha interessato un aeromobile B767-300ER, marche EI-CXO, operato dalla Blue Panorama Airlines (BPA). L'aeromobile effettuava il volo regolare di linea BV 1504 ed era diretto a La Havana (Cuba) con a bordo 273 passeggeri e 10 membri di equipaggio (2 piloti e 8 assistenti di volo). Dopo circa 6 minuti dal decollo, l'aeromobile ha fatto rientro immediato a FCO per un incendio al motore destro, segnalato all'equipaggio dalla strumentazione di bordo durante la corsa di decollo. L'Agenzia nazionale per la sicurezza del volo (ANSV) è stata immediatamente avvertita dall'ENAV S.p.A. per le vie brevi ed un team di investigatori si è recato a FCO per effettuare il primo sopralluogo operativo con l'aeromobile ancora fermo in pista.

Dalle prove funzionali sull'aeromobile e sul motore, effettuate allo scopo di accertare la causa immediata dell'incendio, è risultato che la rottura della tubazione flessibile del motore destro P/N 51T075 ha determinato la fuoriuscita di combustibile che ha invaso l'intero complesso del propulsore, innescando, durante la corsa di decollo, un incendio nel venire a contatto con le parti calde del motore. La tubazione è stata smontata insieme ad altri componenti del motore destro per le successive analisi per la determinazione della causa della rottura.

Dalle prove di laboratorio è risultato che la rottura della citata tubazione è avvenuta a seguito della propagazione di un processo di fatica che ha interessato i fili della maglia metallica ed è stato favorito da una piegatura/deformazione ("kink") della tubazione stessa.

Nel corso dell'inchiesta sono state emesse tre raccomandazioni di sicurezza allo scopo di prevenire il verificarsi di simili rotture.

¹ UTC: Coordinated Universal 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'evento si è verificato il giorno 16 luglio 2004, alle ore 09.31 UTC (11.31 ora locale), sull'aeroporto intercontinentale di Roma Fiumicino (FCO, codice ICAO: LIRF) ed ha interessato un aeromobile B767-300ER, marche EI-CXO, operato dalla Blue Panorama Airlines (BPA). L'aeromobile effettuava il volo regolare di linea BV 1504 ed era diretto a La Havana (Cuba) con a bordo 273 passeggeri e 10 membri di equipaggio (2 piloti e 8 assistenti di volo). Dopo circa 6 minuti dal decollo, l'aeromobile ha fatto rientro immediato a FCO per un incendio al motore destro. L'Agenzia nazionale per la sicurezza del volo (ANSV) è stata immediatamente avvertita dall'ENAV S.p.A. per le vie brevi ed un team di investigatori si è recato a FCO per effettuare il primo sopralluogo operativo con l'aeromobile ancora fermo in pista. Già in tale fase è stato richiesto al personale tecnico della BPA, presente in pista per coadiuvare le operazioni di rimozione con la società di gestione aeroportuale, di rimuovere i registratori di bordo - Flight Data Recorder (FDR) e Cockpit Voice Recorder (CVR) - per le successive analisi.

1.1. STORIA DEL VOLO

L'aeromobile EI-CXO era atterrato a FCO il giorno stesso dell'evento alle ore 07.25 UTC, proveniente da Milano Malpensa, operando la prima tratta del volo di linea BV 1504 (Milano MXP – Roma FCO – La Havana). L'equipaggio di condotta non aveva riportato nel Quaderno tecnico di bordo alcuna anomalia, circostanza confermata anche dalla successiva decodifica e lettura dei dati prelevati dal registratore di bordo (FDR). Dopo essere stato regolarmente rifornito con 63.300 kg di combustibile, nel corso dei previsti controlli prima della partenza non è stata rilevata alcuna anomalia, né dal personale addetto alla manutenzione, né dall'equipaggio di condotta. In particolare, durante i controlli pre-volo e nel corso del rullaggio per posizionarsi in pista per il decollo, non è stata riscontrata alcuna perdita/fuoriuscita di combustibile. Il piazzale, su cui l'aeromobile era parcheggiato e le vie di rullaggio percorse, sono state accuratamente ispezionate per verificare l'eventuale presenza di combustibile e/o altro liquido fuoriuscito dall'aeromobile prima della fase di decollo. Tali controlli hanno dato esito negativo. Al termine delle

operazioni d'imbarco ed ultimati i controlli previsti, l'aeromobile è decollato per pista 16R alle ore 09.31 UTC con un peso totale di 186.826 kg. Durante la corsa di decollo, circa 9 nodi (valore dedotto dalla lettura del FDR e confermato anche dall'equipaggio) prima del raggiungimento della velocità $V1^2$, pari a 159 nodi, si attivavano in cabina di pilotaggio gli avvisi completi di fuoco al motore n. 2 (destro) costituiti da: luce MASTER WARNING, luce R ENG FIRE e relativi avvisi sonori. Il primo ufficiale era il Pilot Flying (PF)³, mentre il comandante, come Pilot Not Flying (PNF)⁴, aveva il compito di coadiuvare il PF nella fase di decollo attraverso la chiamata a viva voce del raggiungimento delle velocità caratteristiche relative a tale fase, tra cui la $V1$ e la VR (velocità di rotazione alla quale occorre azionare il volantino per assumere il previsto assetto ed ottenere il distacco dal suolo dell'aeromobile). Inoltre, il PNF ha normalmente anche 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'insor-



² $V1$ (decision speed): velocità massima durante la corsa di decollo alla quale si può iniziare una manovra di interruzione, consentendo all'aeromobile di fermarsi entro la pista disponibile.

³ 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.

⁴ 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 del volo, eseguendo le operazioni complementari al pilotaggio.

genza di eventuali avarie. Dopo gli avvisi in cabina di pilotaggio di fuoco al motore destro, il comandante decideva di non interrompere la corsa di decollo e ordinava al PF di continuare (“*Continue*”, come desunto dal CVR) la corsa di decollo. Dopo aver raggiunto una quota adeguata, veniva effettuata la prevista procedura di emergenza relativa al tipo di avaria verificatasi.

Dall’esame dei dati del FDR si è rilevato che l’aeromobile ha raggiunto la velocità di 159 nodi, pari alla V1, dopo circa tre secondi dall’accensione dell’avviso in cabina di fuoco al motore destro. Il comandante, dopo aver chiuso la valvola di immissione combustibile al motore destro, scaricava la prima bombola di estinguente nel motore, 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. Nonostante ciò, le indicazioni in cabina relative all’incendio al motore destro (R ENG FIRE) permanevano ed il comandante decideva quindi di ritornare immediatamente all’atterraggio a FCO, senza applicare la procedura di scarico combustibile in eccesso, in quanto considerata non sicura data la persistenza dell’indicazione di fuoco al motore destro.

Il comandante assumeva il controllo dell’aeromobile come PF, mentre il secondo pilota si occupava della lettura delle *check list* previste per l’avvicinamento e l’atterraggio.

L’atterraggio, con l’aeromobile ad un peso superiore a quello massimo consentito, veniva comunque regolarmente effettuato sulla pista 34L dopo circa 7 minuti di volo. Dato l’elevato peso dell’aeromobile, durante la corsa di decelerazione, a causa dell’elevata temperatura raggiunta dai pneumatici e ceppi freni, intervenivano i fusibili che provocano lo sgonfiamento precauzionale dei pneumatici del carrello principale per evitarne lo scoppio, condizione potenzialmente pericolosa per la sicurezza dell’aeromobile. L’aeromobile arrestava la corsa dopo circa 200 metri dall’intersezione con la pista 07/25.

Successivamente, veniva effettuata la procedura di evacuazione di emergenza dei passeggeri attraverso cinque dei sei scivoli gonfiabili disponibili, tre dal lato sinistro e due dal lato destro dell’aeromobile. Lo scivolo intermedio destro 2R non è stato utilizzato, in quanto, nonostante si fosse gonfiato, non si è dispiegato regolarmente ed era pertanto inutilizzabile. Tutti i 273 passeggeri ed i 10 membri di equipaggio hanno abbandonato regolarmente l’aeromobile. I Vigili del fuoco (VVF), allertati dalla Torre di controllo, si erano posizionati ai lati della pista. Sebbene non vi fosse del fuoco proveniente dal motore destro, i VVF hanno azionato comunque gli idranti a scopo precauzionale, dirigendo il getto solo verso il motore interessato ed i ceppi freni del carrello principale.

1.2. LESIONI RIPORTATE DALLE PERSONE

<i>lesioni</i>	<i>equipaggio</i>	<i>passengeri</i>	<i>altri</i>
mortali	-	-	-
gravi	-	-	-
lievi	-	52	-

1.3. DANNI RIPORTATI DALL'AEROMOBILE

Come già accennato in precedenza, tutti i pneumatici del carrello principale, ad eccezione di uno, 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 a quello massimo consentito. Le tubazioni idrauliche relative alla gamba del carrello principale sinistro si sono danneggiate a seguito dell'atterraggio, determinando una perdita di fluido idraulico in pista. Il comandante ha deciso di non scaricare parte del combustibile caricato, operazione che avrebbe fatto diminuire il peso all'atterraggio dell'aeromobile, a causa dell'avviso presente in cabina di fuoco al motore destro,



persistente anche dopo aver scaricato la seconda ed ultima bombola estinguente. Ciò a scopo cautelativo per non correre il rischio di peggiorare oltre modo la situazione in essere al momen-

to. Attraverso le verifiche effettuate successivamente, si è constatato che l'avviso in cabina di fuoco al motore era rimasto attivo in quanto il sistema di rilevazione del fuoco presente sul motore destro si era danneggiato a seguito dell'incendio, determinando così un corto circuito dello stesso sistema e quindi l'avviso costante in cabina.

L'ispezione effettuata subito dopo l'atterraggio ha confermato che vi è stato un incendio che ha interessato tutta la parte esterna del motore destro, ivi comprese le cappottature. Queste ultime presentavano, sia sulla parte destra, sia su quella sinistra, diversi squarci di 20x20 cm, apparentemente causati da una violenta esplosione avvenuta tra la parte esterna del motore e le cappottature. Nella zona delle palette del fan (parte anteriore del motore) e del cono di scarico non sono stati riscontrati segni di sovratemperatura e/o di impatto con corpi estranei (FOD - Foreign

Object Damage) che abbiano potuto determinare un malfunzionamento e/o che abbiano potuto generare un incendio.

L'analisi dei dati del FDR, relativamente al motore destro, ha infatti confermato che al momento dell'avviso di fuoco comparso in cabina,



i parametri di temperatura dei gas di scarico (EGT), flussometro combustibile e EPR (Engine Pressure Ratio - valore cui è riconducibile la spinta generata dal motore) erano coerenti con la fase di decollo ed uguali sia nei valori, sia nella variazione nel tempo, a quelli del motore sinistro. Entrambi i motori, quindi, dal punto di vista termodinamico e di produzione della spinta erano perfettamente funzionanti.

Quanto sopra riportato conferma l'ipotesi, avvalorata poi dai risultati delle successive prove ed analisi effettuate - riportati in seguito nella presente relazione - che l'avaria al motore destro, che ha poi determinato l'incendio, ha interessato solo la parte esterna del motore, laddove sono localizzate le tubazioni idrauliche, quelle del combustibile, dell'olio lubrificante, oltre che tutti gli accessori, quali pompe, scatola ingranaggi, serbatoi, valvole.

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 46 anni.
Titoli aeronautici: licenza pilota di linea, in corso di validità.
Abilitazioni: B-707/720, A319/320/321, B-777, B-757/767.
Controllo medico: in corso di validità.
Controlli professionali: tutti effettuati con esito positivo.

Secondo pilota: maschio, nazionalità belga, età 40 anni.
Titoli aeronautici: licenza di pilota commerciale in corso di validità.
Abilitazioni: B-757/767.
Controllo medico: in corso di validità.
Controlli professionali: tutti effettuati con esito positivo.

1.5.2. Esperienza di volo

Comandante

Ore di volo totali: 9510h.
Ore di volo totali sul tipo: 4420h.
Ore di volo negli ultimi 90 gg: 237h 10'.
Ore di volo negli ultimi 30 gg: 44h 41'.
Ore di volo nelle ultime 24 ore: 1h 15'.

Secondo pilota

Ore di volo totali: 1153h 54'.
Ore di volo totali sul tipo: 736h 18'.
Ore di volo negli ultimi 90 gg: 199h 35'.
Ore di volo negli ultimi 30 gg: 61h 55'.
Ore di volo nelle ultime 24 ore: 1h 15'.

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:	B767-3G5ER.
Marche di immatricolazione:	EI-CXO.
Numero di costruzione:	28111.
Anno di costruzione:	1996.
Certificato di immatricolazione:	n. 3780.
Certificato di navigabilità:	n. 1555, in corso di validità.
Certificato di assicurazione:	in corso di validità.
Proprietario:	ILFC Ireland Limited.
Esercente:	Blue Panorama Airlines.
Ultima ispezione eseguita:	A 10 in data 9-10 giugno 2004.
Ore/cicli totali aeromobile ad ultima ispezione:	39.746h – 6.037 cicli.
Inconvenienti segnalati prima dell'evento:	nessuno.
Condizioni di carico dell'aeromobile:	nei limiti.
Quantità di carburante al decollo:	62.700 kg.
Programma di manutenzione:	del costruttore.

1.6.2. Caratteristiche principali motori famiglia PW 4000-94"

Il motore destro installato sull'EI-CXO era il modello PW 4062-3 numero di serie S/N 724106, appartenente alla famiglia dei motori Pratt&Whitney PW 4000-94". Esso sviluppa una spinta di 62.000 libbre (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”. In Allegato B sono riportati alcuni schemi descrittivi del motore e dell’installazione dello stesso su aeromobili tipo B767.

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. Dal 1996 sono state emesse 7 AD (Airworthiness Directive) applicabili al modello PW 4062, riguardanti, principalmente, problematiche relative all’HPC, HPT, LPT ed al sistema di inversione della spinta (*thrust reverser*). Nessuna AD riguarda problematiche di incendio e non risultano inoltre casi recenti di incendio ai motori e/o eventi similari per i quali siano state emesse delle raccomandazioni di sicurezza.

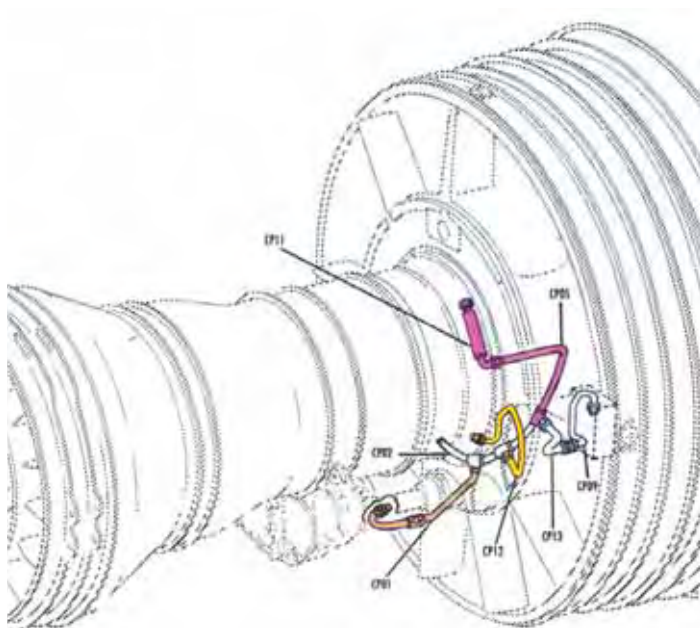
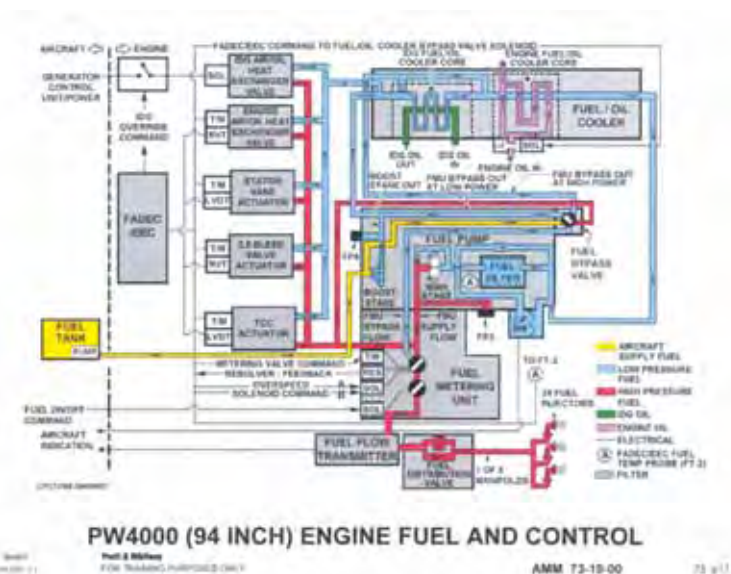
La certificazione della FAA per l’impiego di tali motori su aeromobili B767 è stata rilasciata nel luglio 1993.

1.6.3. Specifiche applicabili tubazione P/N 51T075 – Hose control pressure CP11

La tubazione CP11 fa parte del sistema ATA 73 (Engine fuel and control system) e in particolare del sottosistema idraulico del motore.

Quest'ultimo sistema fornisce potenza idraulica ai vari componenti del sistema di controllo del combustibile (Engine fuel and control system). La pressione idraulica è generata dalla pompa combustibile del motore ed è utilizzata per far funzionare le valvole ed i diversi attuatori presenti all'esterno del motore.

Tra questi vi è l'attuatore della valvola Turbine Case Cooling (TCC), la quale regola l'afflusso di aria al "casing" della turbina per il raffreddamento della stessa ed evita che, a causa delle elevate temperature presenti all'interno, i vari componenti possano variare le proprie dimensioni e determinare delle interferenze meccaniche tra loro stessi, in grado di pregiudicare il corretto funzionamento del motore.



In Allegato B sono riportati alcuni schemi installativi e funzionali relativi alla tubazione CP11, unitamente ad alcune foto raffiguranti la stessa tubazione installata su motori dello stesso tipo di quello dell'EI-CXO (PW 4062-3).

La tubazione CP11 in esame è prodotta dalla TITEFLEX Corporation, ditta americana specializzata nella produzione di tubazioni idrauliche utilizzate in campo aeronautico (militare e civile). Il P/N assegnato dalla TITEFLEX e ripor-

tato nella targhetta metallica identificativa è: 110020 Rev.C. Le due cifre “88” riportate sempre nella targhetta si riferiscono all’anno di produzione della stessa, vale a dire nel 1988.

La tubazione CP11 - P/N 51T075 - è stata prodotta in accordo alla specifica MIL-DTL-25579F (*Hose assembly, PTFE, high temperature, medium pressure, general specification for*, dated 29 September 2003⁵), che definisce le caratteristiche costruttive ed i requisiti di qualificazione delle tubazioni idrauliche in teflon (polytetrafluoroethylene – PTFE), utilizzate per applicazioni ad alta temperatura e medie pressioni (pressione massima sopportabile - *proof pressure* - fino a 3000 psi). Sostanzialmente la tubazione è costituita da un tubo di teflon, rivestito da una doppia maglia metallica di acciaio resistente alla corrosione (Corrosion-Resistant Steel – CRES). Il tutto è rivestito da una camicia in silicone e fibra di vetro che protegge la tubazione dal fuoco (*fire resistant sleeve*). Le caratteristiche di resistenza della tubazione in termini di pressione massima sopportabile (*proof pressure* pari a 1500 psi) sono ampiamente entro i valori previsti di pressione del combustibile nella tubazione durante il normale funzionamento del motore. La pressione del combustibile nella tubazione varia da 300 a 900 psi (1 atmosfera è uguale a 14.696 psi) in funzione del regime motore ed è quindi ampiamente inferiore alla *proof pressure*.



Tra i Service Bulletin (SB) emanati dalla Pratt & Whitney che interessano la CP11 vi è il PW4ENG 72-746 del 17 gennaio 2002 dal titolo: “*Engine - Hose (CP11) and (CR13), Hose and tube (LP03), Replacement of to improve durability*”. Attraverso tale SB si identificano le tubazioni flessibili che devono essere sostituite sui motori della famiglia PW 4000 in quanto potenzialmente soggette a problemi di corrosione. Tra quelle individuate dal SB in argomento non rientra quella installata sul motore oggetto dell’evento ed identificata con il P/N 51T075. Nel predetto SB è riportato infatti, nel paragrafo “*Accomplishment Instructions*”, la seguente dicitura: “*If the hose part number is 51T075 or 51T077 or 51T079, the hose is acceptable and no action is required.*”.

⁵ Tale specifica supera la precedente MIL-H-2557E, datata 24 gennaio 1985.

1.6.4. Manutenzione effettuata sul motore PW 4062-3 S/N 724106

La documentazione tecnica analizzata relativa alla storia manutentiva del motore S/N 724106 è di seguito riportata in dettaglio.

- Libretto del motore S/N 724106 (Engine Log Book).
- Revisione generale (*overhaul*) effettuata nel 1999 e successiva ispezione (*shop visit*) effettuata nel mese di agosto 2000. La documentazione a supporto è stata analizzata con particolare riferimento alle JAA Form One relative alle sopra citate ispezioni. Con il JAA Form One si certifica che l'intervento di riparazione/revisione è stato eseguito in accordo con la JAR 145 (adesso EASA Part 145), regolamento che prescrive i requisiti per il rilascio del certificato di approvazione (Approval Certificate) alle imprese che effettuano la manutenzione di aeromobili, loro parti e pertinenze. Dalla lista degli accessori del motore prodotta nel corso della citata "shop visit" si è potuto constatare che l'attuatore della valvola TCC è stato sostituito, in particolare è stato rimosso il S/N 0189 ed è stato installato il S/N 0181.
- Revisione generale effettuata nel 2004 da una impresa certificata⁶. Questa rappresenta l'ultimo intervento (ispezione) di manutenzione sostanziale realizzata sul motore prima dell'evento (*overhaul*). Tutta la relativa documentazione è stata resa disponibile dalla stessa impresa in formato elettronico, unitamente ad un video relativo all'ispezione boroscopica effettuata dopo aver eseguito le operazioni previste per la revisione generale e prima del rilascio del motore in servizio. Nel seguito verrà illustrato in dettaglio quanto sopra menzionato.
- Ispezioni periodiche effettuate sull'aeromobile e sul motore da parte dell'operatore (B767 10 days check) e di una impresa di manutenzione e revisione autorizzata per effettuare le ispezioni maggiori (*check A* e *check C*⁷). Il periodo di riferimento è compreso tra l'8 maggio 2004, giorno in cui è stato installato il motore S/N 724106 sull'EI-CXO, ed il 16 luglio 2004, giorno dell'evento. In tale arco temporale il motore ha effettuato 851 ore di funzionamento e 137 cicli.

⁶ L'impresa che ha effettuato la revisione generale è una società certificata secondo la normativa JAR 145 (adesso EASA Part 145) per effettuare le operazioni di revisione e manutenzione sui motori della famiglia PW 4000, cui appartiene il motore installato sull'EI-CXO (PW 4062-3). Inoltre, il piano di revisione e manutenzione per i motori PW 4000 (PW 4000 Engine Maintenance Management Plan) emesso dalla stessa società è stato approvato dalla FAA.

⁷ Il check A, che consiste in una serie di verifiche e controlli sui sistemi e struttura dell'aeromobile, nonché sui motori, è effettuato, nelle modalità previste dal piano di manutenzione per l'aeromobile, ogni 500 ore di volo. Il check C è invece effettuato ogni 6000 ore di volo o ogni 18 mesi, quale delle due scadenze si verifichi prima.

1.7. INFORMAZIONI METEOROLOGICHE

Le condizioni meteorologiche al momento dell'evento sull'aeroporto di Fiumicino erano caratterizzate da vento proveniente da 320°, intensità 9 nodi, visibilità oltre i 10 km, nessuna precipitazione atmosferica.

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

1.8. ASSISTENZA ALLA NAVIGAZIONE

Non pertinente (n.p.).

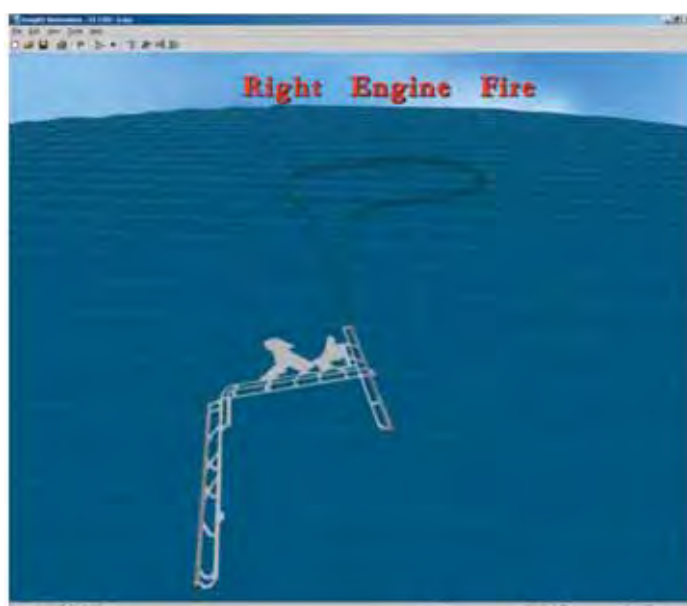
1.9. COMUNICAZIONI

Il comandante, immediatamente dopo aver applicato la prevista procedura di emergenza riguardante il motore destro in avaria, ha comunicato alla Torre di controllo l'emergenza in atto, dichiarando "MAYDAY" (tre volte) e specificando il tipo di avaria riscontrata ("*engine fire*"). Il controllore di Torre ha subito proposto al comandante un rientro per direzione opposta al decollo, utilizzando la pista 34L, dando disponibilità anche all'utilizzo della pista 34R. Nel rispetto delle regole di radiotelefonìa in condizioni di emergenza, le comunicazioni radio con altri aeromobili sono state ridotte all'essenziale.

L'analisi delle comunicazioni T/B/T e delle conversazioni trascritte dopo l'audizione del CVR dell'aeromobile ha contribuito alla ricostruzione della cronologia degli eventi.

1.10. INFORMAZIONI SULL'AEROPORTO

L'aeroporto di Roma Fiumicino situato in coordinate geografiche N 41°48'46" E 12°15'11" ha un'elevazione di 13 piedi sul livello del mare ed è costituito da tre piste, di cui due parallele (16L/34R orientata per 163°/343° e 16R/34L orientata per 162°/342°) ed una ortogonale alle due 07/25 orientata per 069°/249°. La figura nel paragrafo



schematizza il *layout* dell'aeroporto con indicazione della traiettoria seguita dall'aeromobile EI-CXO. Essa è stata realizzata con un programma di simulazione che si basa sulla lettura dei dati dei registratori di bordo, di cui si parlerà ampiamente nel successivo paragrafo 1.11.

La pista 16R/34L è rimasta chiusa al traffico per oltre 24 ore, per consentire la rimozione dalla pista dell'aeromobile coinvolto nell'evento.

1.11. REGISTRATORI DI VOLO

Sull'aeromobile erano installati un registratore dei dati di volo a stato solido (Solid State Flight Data Recorder – SSFDR – P/N 980-4700-033, S/N 1355), di seguito indicato con l'acronimo FDR, ed un registratore delle voci e rumori in cabina di pilotaggio (Cockpit Voice Recorder – CVR model A100A – P/N 93-A100-80, S/N 53694). Entrambi sono stati rimos-



si il giorno dell'evento da parte di personale tecnico qualificato dell'operatore dell'aeromobile, con la supervisione dell'investigatore incaricato dell'ANSV, e messi a disposizione per la successiva decodifica.

Nel prosieguo si illustreranno, in dettaglio, solo i dati ricavati dal FDR, in quanto considerati di maggior interesse per la comprensione dell'evento e la determinazione della causa dell'incendio al motore. Il CVR è stato decodificato presso i laboratori dell'ANSV e attraverso l'ascolto dei tre canali utili - comandante, primo ufficiale e ambientale (Cockpit Area Microphone - CAM) - si è verificato che da parte dell'equipaggio sono state effettuate tutte le procedure di emergenza relative all'incendio al motore nel pieno rispetto delle procedure previste dai manuali di volo e di compagnia.

Il FDR è stato decodificato il giorno stesso dell'evento presso il laboratorio ANSV da parte di tecnici qualificati. Tale operazione era di carattere ripetibile, in quanto non vi è possibilità, date le caratteristiche dei FDR, di poter alterare i dati registrati. Il *file* dei dati cosiddetti grezzi (*raw*

data) è stato successivamente elaborato utilizzando un programma software *ad hoc*, il Recovery, Analysis and Presentation System (RAPS), installato presso lo stesso laboratorio dell'ANSV. Con RAPS è possibile decodificare, analizzare e presentare in forma tabulare, grafica ed animata i dati contenuti nei 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 ed il 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 destro.

Oltre ai dati relativi all'evento sono stati analizzati, viste le caratteristiche tecniche del 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 destro.

L'analisi dei dati del FDR è riportata nel paragrafo 2.1. In Allegato G sono inoltre riportati dei grafici che rappresentano alcuni dei parametri di interesse relativi alla fase di decollo del volo in esame.

Le evidenze emerse, invece, dal CVR in ordine alle conversazioni ed ai suoni registrati nel *cockpit* sono state utili alla ricostruzione dei fatti.

Utilizzando inoltre un programma di animazione (INSIGHT), sempre in dotazione al laboratorio dell'ANSV, è stato possibile ricostruire in 3D le varie fasi di volo effettuate dall'aeromobile, adoperando i dati prelevati dal FDR. In particolare, è stato possibile ricostruire le varie fasi del volo dal posizionamento sulla pista 16R sino al successivo atterraggio. Una caratteristica del citato programma INSIGHT è di poter rappresentare l'aeromobile e la strumentazione da diverse prospettive (interno ed esterno aeromobile), così da presentare visivamente i diversi assetti, il pannello strumenti limitatamente a quelli di maggior interesse (ad es. ADI, HSI, anemometro, altimetro, ecc.) nonché le azioni effettuate dall'equipaggio nelle fasi del volo.

I fermo-immagine sotto riportati rappresentano quanto appena descritto.



Aeromobile EI-CXO allineato in pista 16R per il decollo.



Aeromobile EI-CXO nel momento dell'avaria al motore destro.



Aeromobile EI-CXO in fase di salita con il motore destro isolato, ma ancora in fiamme.



Aeromobile EI-CXO in fase di atterraggio per pista 34L, vento 320°/ 9 nodi.

In Allegato H sono riportati due filmati che rappresentano una ricostruzione animata dell'evento con illustrazione dello stesso aeromobile in 3D ed alcuni parametri di volo e di funzionamento dei motori ricavati dal FDR, ad iniziare dalla fase di decollo fino al completo arresto dell'aeromobile (vista sintetica strumenti e vista esterna).

1.12. ESAME DEL RELITTO

L'ispezione effettuata subito dopo l'atterraggio ha confermato che vi è stato un incendio che ha interessato tutta la parte esterna del motore destro, ivi comprese le cappottature. Queste ultime presentavano, sia sulla parte destra, sia su quella sinistra, diversi squarci di 20x20 cm, apparentemente causati da una violenta esplosione avvenuta tra la parte esterna del motore e le cappottature. Nella zona delle palette del fan (parte anteriore del motore) e del cono di scarico non sono stati riscontrati segni di sovratemperatura e/o di corpi estranei (FOD) che abbiano potuto determinare un malfunzionamento e/o che abbiano potuto generare un incendio.

1.13. INFORMAZIONI DI NATURA MEDICA E PATOLOGICA

Dei 273 passeggeri solo 52 hanno riportato leggere contusioni ed abrasioni a seguito della discesa con gli scivoli di emergenza. A tredici di essi è stato inoltre diagnosticato uno stato di ansietà. Due passeggeri in seguito sono stati trasferiti in ospedale per accertamenti radiologici. Altri passeggeri hanno ricevuto cure al pronto soccorso aeroportuale principalmente in relazione a con-

tusioni ed abrasioni subite durante l'abbandono dell'aeromobile attraverso gli scivoli gonfiabili di emergenza.

1.14. INCENDIO

Come già rappresentato nei paragrafi precedenti, l'incendio ha interessato il motore destro e l'avviso in cabina di fuoco al motore era rimasto attivo, in quanto il sistema di rilevazione del fuoco presente sullo stesso è stato danneggiato a seguito dell'incendio, determinando così un corto circuito dello stesso sistema e quindi l'avviso costante in cabina.

1.15. ASPETTI RELATIVI ALLA SOPRAVVIVENZA

1.15.1. Fase di evacuazione passeggeri

Come già riportato nei paragrafi precedenti, dal momento che persisteva in cabina l'indicazione di incendio in cabina di pilotaggio, subito dopo l'arresto in pista dell'aeromobile, è stata effettuata la procedura di evacuazione passeggeri di emergenza, utilizzando, però, solo cinque dei sei scivoli gonfiabili disponibili, tre dal lato sinistro e due dal lato destro dell'aeromobile. Lo scivolo intermedio destro 2R non è stato utilizzato, in quanto, nonostante si fosse gonfiato, non si è dispiegato regolarmente ed era pertanto inutilizzabile. Nel paragrafo 1.16.3. saranno evidenziate le successive prove effettuate sullo scivolo per determinare le ragioni che ne hanno impedito il regolare funzionamento. Ciò nonostante, le operazioni di evacuazione di emergenza sono state effettuate ordinatamente e tutti i passeggeri ed i membri di equipaggio hanno abbandonato regolarmente l'aeromobile. Il tempo stimato è stato di circa 100 secondi. Il comandante ha ordinato l'evacuazione subito dopo l'arresto dell'aeromobile nel rispetto delle procedure di compagnia. Gli assistenti di volo, posizionati vicino ad ogni uscita, avevano il compito di verificare le condizioni di sicurezza all'esterno dell'aeromobile, prima dell'apertura degli scivoli di emergenza, come previsto dalle procedure di compagnia.

Sulla base delle dichiarazioni rilasciate dall'equipaggio di condotta e di cabina, le ambulanze sono giunte dopo che tutti i passeggeri avevano già evacuato l'aeromobile ed erano stati radunati sopravvento rispetto all'aeromobile. Come si vedrà nel paragrafo seguente, le ambulanze sono arrivate sul posto dopo 8 minuti dall'arresto dell'aeromobile in pista.

1.15.2. Interventi effettuati dalla società di gestione dell'aeroporto

Gli interventi effettuati dal personale della società di gestione dell'aeroporto di Fiumicino interessato allo stato di emergenza sono di seguito riportati in ordine temporale (gli orari sono riferiti in ora locale).

16 luglio 2004

Ore 11.32

La Torre di controllo (TWR) comunica in frequenza al personale Sicurezza Operativa della società di gestione l'atterraggio in emergenza dell'EI-CXO, al fine di controllare la posizione di alcuni mezzi e persone operanti presso l'antenna del localizzatore dell'impianto ILS della pista 25.

Ore 11.36

L'aeromobile inizia la fase di atterraggio sulla pista 34L con il motore destro in avaria. Il supervisore Sicurezza Operativa è presente sul posto insieme ai VVF ed avvisa l'ufficio della situazione per porsi in preallarme e per fermare un altro aeromobile atterrato in precedenza il quale stava percorrendo la via di rullaggio Alfa.

Chiusura delle piste di volo 16R/34L e 07/25.

Ore 11.38

L'aeromobile si arresta sulla pista 34L, altezza raccordo AB. L'equipaggio avvia le operazioni di evacuazione dei passeggeri tramite gli scivoli di bordo. Il personale di Sicurezza Operativa presente sul posto sollecita l'invio dei mezzi di soccorso (ambulanze, scorta intangibile, scale pax e bus trasporto pax).

Ore 11.40

L'ENAC comunica al caposcalo di servizio della società di gestione (tramite il capo area del Controllo Voli) lo stato di emergenza.

Immediatamente l'emergenza viene comunicata agli operatori aeroportuali coinvolti tramite il sistema per le comunicazioni di emergenza.

Ore 11.41

Il pronto soccorso attiva il sistema automatico di segnalazione stati di pericolo ed invia il medico linea di volo sul luogo dell'emergenza, a seguito della segnalazione della TWR, tramite il sistema punto-punto.

Ore 11.46

I mezzi di soccorso giungono sul luogo dell'emergenza scortati dal personale della Sicurezza Operativa della società di gestione.

Ore 11.50

Il medico linea di volo giunge sul posto ed inizia il *triage*, da cui emerge la necessità di trasportare con le ambulanze presso il pronto soccorso tredici passeggeri che presentano stato ansioso ed alcuni anche traumi contusivi a seguito della discesa con gli scivoli. Due passeggeri successivamente vengono trasferiti all'ospedale G.B. Grassi di Ostia per accertamenti radiologici. Tutti gli altri vengono trasportati in un punto di raccolta appositamente allestito presso l'aerostazione. Nel corso della giornata, 39 di essi, visitati dal medico della società di gestione, vengono trasportati al pronto soccorso per ulteriori cure, principalmente per contusioni ed abrasioni.

Ore 13.08

Riapertura della pista 07/25.

Ore 13.38

Comunicazione di fine dello stato di emergenza da parte dell'ENAC.

Ore 18.15

L'operatore dell'aeromobile richiede alla società di gestione l'intervento per il sollevamento e rimozione dello stesso.

Ore 18.20

L'aeromobile è posto sotto sequestro dall'autorità giudiziaria competente.

17 luglio 2004

Ore 03.00

Inizio delle operazioni di sollevamento dell'aeromobile.

Ore 13.50

Fine delle operazioni di ripristino dell'aeromobile effettuate dai tecnici dell'operatore.

Ore 15.00

Permesso per la rimozione dell'aeromobile dalla pista.

Ore 16.40

Inizio traino.

Ore 17.40

Fine traino.

Ore 18.10

Al termine dell'ispezione e della pulizia della pista, il supervisore Sicurezza Operativa della società di gestione riporta la pista libera da uomini e mezzi.

Ore 18.11

Riapertura della pista di volo 16R/34L.

1.16. PROVE E RICERCHE EFFETTUATE

1.16.1. Generalità

Allo scopo di individuare la causa primaria che ha determinato l'incendio al motore destro sono state effettuate, in coordinamento ANSV-*National Transportation Safety Board* (NTSB), l'autorità investigativa statunitense, alcune prove specifiche su componenti dell'aeromobile e del motore incidentato. Ad esse hanno partecipato, come osservatori, i rappresentanti: della FAA, responsabile per la certificazione di tipo dell'aeromobile e del motore; dell'operatore dell'aeromobile; della impresa che ha effettuato l'ultima revisione generale sul motore incidentato; della Pratt&Whitney, costruttore del motore PW 4000; della Boeing, costruttore dell'aeromobile B767.

Sono stati inoltre effettuati degli esami sullo scivolo installato sulla porta 2R dell'aeromobile che, nel corso della evacuazione passeggeri non si è dispiegato regolarmente.

1.16.2. Prove su aeromobile e motore incidentato

Si riportano di seguito, in ordine temporale, le prove ed analisi effettuate.

17 luglio 2004

Decodifica dei dati del registratore di bordo FDR. Prove ripetibili effettuate presso il laboratorio dell'ANSV. I dati grezzi estratti dal FDR sono stati analizzati utilizzando il sistema RAPS versione 7.0 in dotazione all'ANSV e sono stati resi disponibili in unità ingegneristiche (formato tabulare e grafico) a tutte le parti interessate, come da Annesso 13 ICAO. Lo stesso giorno è stata effettuata anche la decodifica del CVR, nel quale sono contenute le registrazioni dei suoni e dei rumori in cabina di pilotaggio relative agli ultimi 30 minuti di volo. Le tracce audio disponibili sono quelle relative al comandante, al primo ufficiale e ai rumori e suoni in cabina di pilotaggio (CAM).

21 luglio 2004

Sopralluogo all'aeromobile effettuato da rappresentanti dell'ANSV, NTSB, FAA, operatore aeromobile, P&W, Boeing e società che ha effettuato l'ultima revisione sul motore, nel corso del quale sono stati ispezionati visivamente sia l'aeromobile, sia il motore. Ciò allo scopo di consentire una prima valutazione dell'entità dei danni e stabilire le azioni successive per la determinazione della causa dell'evento. In particolare, si è appurato, data la particolarità dei residui della combustione presenti sul motore e sulle tubazioni esterne, che l'incendio era stato originato, con molta probabilità, da una fuoriuscita di combustibile.

26 luglio 2004

Sulla base delle evidenze disponibili in tale data, fra cui gli esiti del sopralluogo operativo precedentemente effettuato, la dichiarazione del comandante ed i dati del FDR, è stata messa a punto una procedura tesa a verificare la funzionalità del motore e delle parti di collegamento alla struttura dell'aeromobile, onde individuare la sorgente da cui si è originato l'incendio. Di



seguito vengono riportate le principali operazioni effettuate.

Dopo aver verificato visivamente l'assenza di perdite di combustibile a valle della valvola carburante (*fuel valve*) posta tra la semiala destra ed il motore, si è proceduto, mediante l'ausilio di una bombola di azoto, a pressurizzare le tubazioni di mandata combustibile a valle della pompa motore (*fuel pump*). In tal modo si è potuto far circolare il combustibile ancora presente nel



circuito di alimentazione del motore e verificare così la presenza di eventuali perdite. In effetti, appena la pressione di mandata tramite la bombola di azoto ha raggiunto i 35 psi, si è subito notata una copiosa fuoriuscita di combustibile (vedere foto a pag. 21) dalla tubazione flessibile CP11, P/N 51T075, di mandata combustibile all'attuatore della valvola Turbine Case Cooling⁶. Individuata fisicamente la tubazione, quest'ultima è stata smontata, le è stato tolto il rivestimento anti-incendio (*fire sleeve*) e si è constatata la presenza di un foro a circa 3 cm dall'estremità inferiore (vedere foto nel paragrafo).

Si è proceduto, poi, allo scopo di verificare eventuali altre parti/tubazioni, da cui potesse fuoriuscire altro combustibile, a tappare le due estremità cui era collegata la tubazione CP11 rimossa e ad pressurizzare nuovamente il circuito di alimentazione combustibile. La pressione è stata pari a 40 psi per circa 2-3 minuti e non si sono manifestati ulteriori danneggiamenti. Le prove sono così terminate.

La tubazione rimossa è stata debitamente conservata per le successive analisi di laboratorio.

Una verifica al sistema di Fire and Overheat è stata effettuata congiuntamente con i tecnici della Boeing allo scopo di verificarne la funzionalità. La P54 *card file*, situata nel compartimento avionico (E&E bay), è stata aperta ed è stata verificata la continuità elettrica e misurata la resi-

⁸ La tubazione P/N 51T075 rappresenta la parte terminale flessibile del sistema di mandata in pressione di combustibile verso l'attuatore della valvola Turbine Case Cooling (TCC). Il combustibile, messo in pressione dalla fuel pump, viene utilizzato nel motore, oltre che per alimentare la camera di combustione, anche per far muovere idraulicamente l'attuatore collegato alla valvola TCC. Tale valvola regola l'afflusso di aria per raffreddare la struttura della turbina del motore e impedire, quindi, che, a causa delle elevate temperature che si sviluppano nel suo interno, i materiali costituenti le diverse parti rotoriche e statoriche possano allungarsi, causando eventuali e pericolose interferenze.

stenza elettrica utilizzando un “*digital multimeter*” (strumento digitale per misurare tensione, amperaggio, resistenza elettrica, ecc.). I risultati sono riportati nella seguente tabella.

Valori di resistenza (*Resistance to ground*)

<u>Card</u>	Continuity	Pin 20	Pin 21
M683 Fire detection loop 1	No continuity	10.8 Ω	14.9 Ω
M684 Fire detection loop 2	No continuity	9.10 Ω	12.05 Ω
M689 Overheat detection loop 1	Continuity	8.0 Ω	7.9 Ω
M690 Overheat detection loop 2	Continuity	7.0 Ω	5.8 Ω

Secondo quanto riferito dal tecnico della Boeing, il valore di resistenza normalmente misurato, con il sistema efficiente, è superiore a 1 M Ω . Se la resistenza ha un valore inferiore a 20 Ω , come è risultato dalla misura fatta, il circuito elettrico è da considerarsi in corto e pertanto non in buono stato. L’indicazione in cabina è pertanto sempre come se il sistema rilevasse la presenza di incendio al motore, anche se effettivamente non presente. L’incendio sviluppatosi ha effettivamente danneggiato il sistema di rilevazione, dando indicazione costante in cabina di incendio al motore, anche quando, molto probabilmente già dopo le scariche di estinguente, l’incendio non era più presente.

30 luglio 2004

Grazie alla collaborazione di personale tecnico della P&W sono stati 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 una apposita attrezzatura elettronica collegabile all’EEC, in possesso solo della casa costruttrice del motore.

I dati contenuti nell’EEC sono relativi ai parametri del motore e registrano anche le eventuali avarie/anomalie di funzionamento dello stesso. L’analisi dei dati non ha evidenziato particolari anomalie a carico dei componenti/sensori dell’impianto combustibile del motore.

Nel corso di tali operazioni è stata rimossa, inoltre, la tubazione flessibile CR13 P/N 51T080, posta in posizione adiacente e simile alla CP11 P/N 51T075, allo scopo di poter effettuare, se ritenute necessarie, delle analisi di laboratorio. Essa costituisce la tubazione di ritorno del com-

bustibile in pressione utilizzato per alimentare l'attuatore della valvola TCC.

11 agosto 2004

Sono stati effettuati degli ulteriori accertamenti sul motore e ne sono stati rimossi alcuni componenti, da inviare presso i laboratori del NTSB per le necessarie analisi chimico-metallurgiche e frattografiche. Già in precedenza, nel corso degli accertamenti del 26 e 30 luglio 2004, erano state rimosse le due tubazioni flessibili CP11 e CR13 poste in corrispondenza dell'attuatore della valvola TCC per effettuare le analisi di laboratorio.

Gli accertamenti condotti avevano lo scopo di verificare lo stato delle altre tubazioni presenti esternamente al motore, in modo da verificare eventuali anomalie e lo stato degli attacchi.

Si è per prima cosa provveduto allo smontaggio del tubo carburante per una ispezione visiva. La guaina protettiva è stata rimossa e si è verificato che lungo tutta la lunghezza non vi fossero fori e/o danneggiamenti superficiali. L'esame ha confermato che non vi erano dei fili rotti lungo la maglia metallica che rivestiva la tubazione. Le due estremità di collegamento alla struttura del motore erano in buone condizioni, il sistema di fissaggio (*line's locking teeth*) allo stesso non presentava segni particolari ed era perfettamente funzionante. L'ispezione visiva al suo interno non ha evidenziato eventuali problematiche. Non si sono inoltre riscontrati segni di manomissione sugli attacchi.

Successivamente si è proceduto a rimuovere la tubazione idraulica adiacente a quella del combustibile (*hydraulic pump case drain line* – linea idraulica di ritorno del fluido della pompa). L'ispezione visiva non ha rilevato alcunché di anomalo (né fori, né fili metallici rotti sulla maglia). Una sezione della tubazione, lunga circa 20 cm, si presentava leggermente più rigida rispetto alla rimanente. Ciò era dovuto alla presenza nel suo interno di residui di olio idraulico cristallizzato (*coke*), a causa, molto probabilmente, delle elevate temperature sviluppatesi nel corso dell'incendio. La stessa tubazione è stata comunque rimossa al fine di verificare in laboratorio l'assenza di perdite in pressione.

Anche le altre due tubazioni idrauliche posizionate vicino alla precedente non presentavano particolari segni/evidenze di perdita e/o fuoriuscita di liquido.

Tutte le linee idrauliche di combustibile e olio motore (ivi compresi gli attacchi alla struttura del motore stesso) sono state esaminate visivamente e nessuna presentava particolari anomalie. Tutte erano ben fissate (*no loose fittings*) ai relativi supporti del motore.

Allo scopo di verificare in laboratorio lo stato degli attacchi delle due tubazioni CP11 e CR13

all'attuatore della valvola TCC (eventuali evidenze sulla parte filettata di segni di eccessivo serraggio – *overtorque*), si è proceduto a smontare tale attuatore. Lo smontaggio, effettuato da tecnici certificati dell'operatore dell'aeromobile, è durato quasi 90 minuti, rivelandosi alquanto difficile e complicato. Ciò è stato fatto senza, ovviamente, la presenza delle due tubazioni CP11 e CR13, normalmente ad esso collegate e precedentemente rimosse. Nel caso in cui occorresse effettuare la stessa operazione con le tubazioni collegate, tale intervento richiederebbe sicuramente una attenzione differente, un tempo maggiore e risulterebbe comunque di difficile realizzazione.

Si è concordato, inoltre, di verificare in laboratorio lo stato degli attacchi delle tubazioni rigide collegate a quelle flessibili CP11 e CR13 e facenti sempre parte della linea di alimentazione in pressione del combustibile all'attuatore della valvola TCC (*TCC valve actuator supply line*). Per quanto riguarda quella collegata alla CR13, data la complessità legata allo smontaggio, tutti i partecipanti hanno concordato, considerato che le analisi avrebbero riguardato solo l'estremità, di tagliare per circa 6-7 cm la tubazione rigida per prelevare il moncone munito di attacco da verificare.

Per ciò che riguarda, invece, la parte della tubazione rigida collegata alla tubazione flessibile CP11 P/N 51T075, che presentava il foro da cui è fuoriuscito il combustibile in pressione, se ne è constatata, purtroppo, la mancanza.

A seguito delle prove di funzionalità effettuate in data 26 luglio 2004 la CP11 era stata rimossa per eseguire successivamente delle analisi metallurgiche e frattografiche, in quanto era presente un foro lungo la sua lunghezza.

Le due estremità della CP11 erano collegate una all'attuatore della valvola TCC e l'altra alla tubazione rigida sopradetta. Dopo la sua rimozione erano stati applicati dei tappi di colore azzurro nei punti di collegamento con il citato attuatore e la tubazione rigida, allo scopo di impedire che uscisse del carburante durante le successive prove. I citati tappi sono poi stati lasciati montati sul motore al termine degli accertamenti.

Successivamente, in data 30 luglio 2004, nel corso delle prove per lo scarico dati della scatola di controllo elettronico del motore (EEC), è stata contestualmente rimossa solo una tubazione flessibile, la CR13 P/N 51T080, posta a fianco della P/N 51T075.

Sulla base delle verifiche effettuate, è possibile affermare che la tubazione rigida in argomento,

una cui estremità era collegata alla CP11, non è stata rimossa nel corso dei due precedenti accertamenti del 26 e del 30 luglio 2004.

Tenendo conto, comunque, dei risultati delle analisi di laboratorio riportati nel successivo paragrafo, la tubazione mancante non è stata considerata necessaria ai fini della determinazione della causa della rottura della tubazione CP11.

16-20 agosto 2004

In tale periodo sono state effettuate presso i laboratori tecnologici del NTSB, a Washington (USA), le analisi chimico-metallurgiche e frattografiche sui pezzi prelevati dal motore S/N 724106, come riportato nei precedenti paragrafi.

Alle suddette prove hanno partecipato come osservatori rappresentanti della FAA, della Boeing, della Pratt&Whitney, dell'operatore dell'aeromobile e della impresa che ha effettuato l'ultima revisione sul motore incidentato.



Le parti soggette ad analisi sono state le seguenti:

- tubazione flessibile su cui era il foro dal quale è fuoriuscito il combustibile (causa scatenante l'evento) P/N 51T075. Indicata dalla freccia nella foto inclusa nel paragrafo. Essa rappresenta la tubazione di mandata in pressione di combustibile all'attuatore della valvola TCC.
- Tubazione flessibile P/N 51T080, adiacente a quella rotta, che rappresenta la tubazione di ritorno del combustibile dall'attuatore della valvola TCC, ivi compresa una parte della tubazioni rigida collegata ad essa.
- Tubazione idraulica flessibile (*hydraulic pump case drain flex hose* P/N AE 2463513H0590), che rappresenta la tubazione di ritorno del fluido idraulico alla pompa.
- Attuatore della valvola TCC, esaminato solo per ciò che riguardava gli attacchi delle tubazioni flessibili.

Sono state inoltre effettuate delle prove ripetibili su due tubazioni flessibili (CP11 e CR13) simili alle due sopra elencate, prelevate da un motore della stessa serie (S/N 724104) di quello incidentato. Ciò allo scopo di avere una maggiore conoscenza sulle caratteristiche di tali tubazioni, in termini di flessibilità e massimo raggio di curvatura ammesso, senza che si induca una deformazione permanente della maglia metallica.

I risultati delle prove effettuate sono riportati in dettaglio nella relazione, in lingua inglese, pre-



parata dal NTSB, posta in Allegato D. Di seguito si riportano i punti più significativi.

Attraverso le analisi al microscopio a scansione elettronica effettuate sulla parte della tubazione su cui era presente il foro, si è potuto stabilire che la rottura è avvenuta a seguito della propagazione di un processo di fatica che ha interessato i fili della maglia metallica e che è stato favorito da una piegatura/deformazione (“*kink*”) della tubazione stessa, posta a 0,63 pollici dal bordo della tubazione.

La rottura per fatica di diversi fili costituenti la maglia metallica della tubazione ha favorito la rottura, in corrispondenza dello stesso punto, della tubazione interna in teflon.



Quest’ultima non è progettata per resistere alla forza determinata dal combustibile in pressione che scorre al suo interno e pertanto, una volta rotta la maglia metallica esterna che è quella che fa assumere alla tubazione la resistenza strutturale, si è determinata la rottura interna del tubo di teflon e la fuoriuscita del combustibile.

bile.

Gli esami effettuati hanno evidenziato che sulla tubazione P/N 51T075 erano presenti due zone in cui vi era una deformazione permanente (“*kink*”) della maglia metallica, una meno accentuata, quasi in mezzeria, e l’altra a 0,63 pollici dall’estremità (*swage*). Le deformazioni osservate erano orientate perpendicolarmente rispetto alla lunghezza della tubazione stessa ed erano coerenti con una azione di flessione (piegatura, senza momento torcente).

La rottura dei fili ha interessato la parte più vicina all'estremità, nella zona in compressione compatibile con un momento torcente corrispondente ad una azione tesa a svitare il dado di collegamento tra la tubazione flessibile e quella rigida. Di quest'ultima, facente parte sempre del sistema delle tubazioni di mandata combustibile all'attuatore della valvola TCC, si era constatata la mancanza nel corso del sopralluogo effettuato l'11 agosto 2004.

Sulla base delle verifiche effettuate è stato possibile stabilire che la piegatura della tubazione, da cui poi si è originata la rottura, non è stata determinata da un eccessivo serraggio tra la parte rigida e quella flessibile; la filettatura di quest'ultima, inoltre, non presentava segni tipici di eccessivo momento torcente. Per tale ragione, pertanto, la tubazione mancante non è stata considerata necessaria per il completamento delle indagini tecniche.

Nel corso delle prove di laboratorio è stato inoltre verificato, utilizzando una tubazione uguale a quella in esame (CP11), prelevata dal motore sinistro installato sull'EI-CXO, la possibilità, piegando manualmente la tubazione stessa, di determinare delle deformazioni/piegature simili a quelle riscontrate sulla CP11 incidentata. Ebbene, sottoponendo la tubazione a piegatura forzata afferrando le due estremità non si induceva nessuna deformazione permanente, anche piegandola oltre il massimo valore del raggio di curvatura contemplato dalla specifica applicabile MIL-DTL-25579F. In particolare, il valore del raggio di curvatura era pari a 1,5 pollici.

Nel caso in cui, invece, la tubazione fosse stata piegata afferrandola per le due estremità e nel contempo premendo con il pollice (punto di vincolo) lungo la lunghezza della tubazione - ad esempio a circa 1-1,5 pollici dall'estremità inferiore - si realizzava immediatamente, anche per valori di raggio di curvatura inferiori al massimo ammesso, una deformazione permanente che interessava il rivestimento anti-incendio, la tubazione interna di teflon e la maglia metallica.

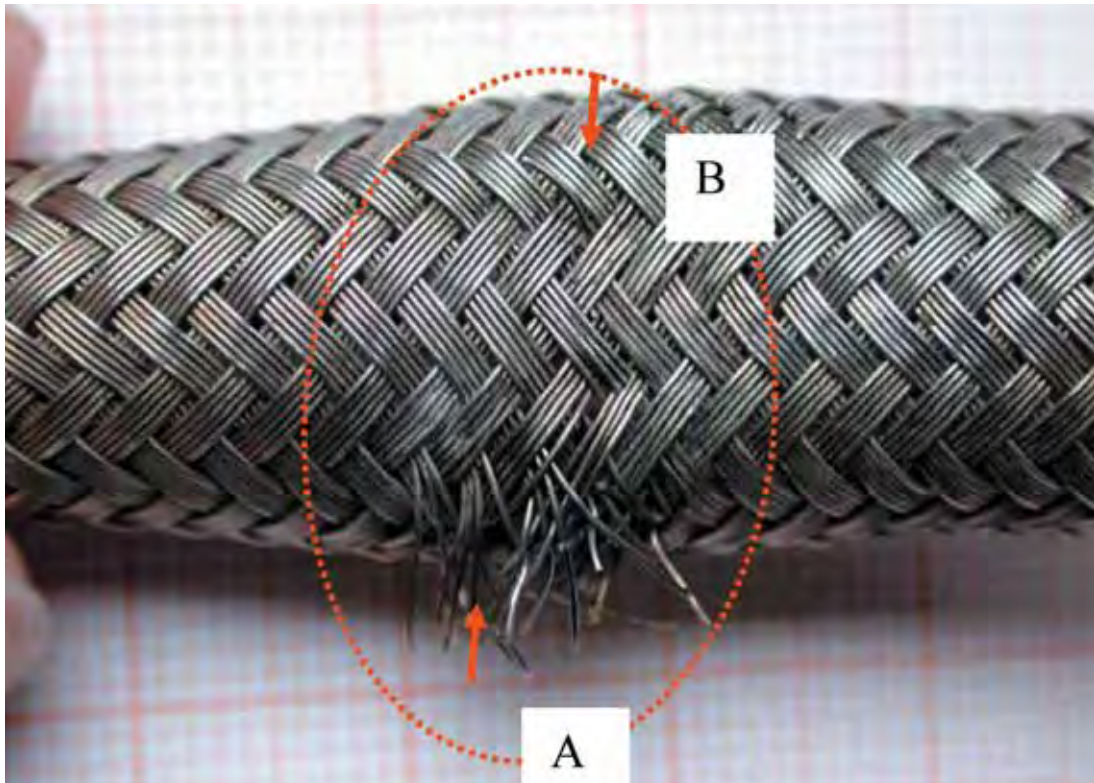
Per ciò che riguarda i risultati dell'analisi effettuata sugli altri componenti prelevati dal motore, non vi è nulla di particolare da evidenziare. La tubazione di ritorno CR13 P/N 51T080, posta a fianco della CP11, non presentava alcun tipo di deformazione e gli attacchi all'attuatore della valvola TCC non presentavano segni di eccessivo serraggio (*overtorque*).

Ulteriori analisi

Presso il laboratorio chimico del Centro Sperimentale Volo dell'Aeronautica Militare sono state effettuate delle ulteriori analisi microfrattografiche sulla tubazione P/N 51T075 allo scopo di poter meglio definire la tipologia delle rotture per fatica riscontrate sui fili costituenti la maglia metallica.

I risultati delle prove effettuate sono riportati in dettaglio nella relazione posta in Allegato D. Di seguito si riportano i punti più significativi.

Sono state rilevate due rotture localizzate (A e B) su due pareti opposte (frece nella foto sottostante ad altezza quasi corrispondente) ed agli estremi di uno schiacciamento, tratteggio nella foto sottostante, ovvero agli spigoli di una piegatura.



La rottura A (vedere foto relativa) è una rottura passante, che interessa tutti i fasci di fili dell'intreccio per un'area di circa 1 cm^2 .



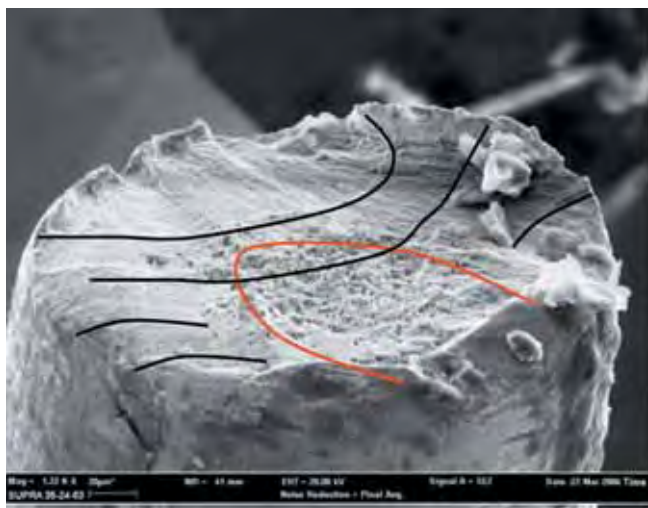
Rottura A



Rottura B

La rottura B è caratterizzata dalla rottura di alcuni fili, che si presentano ancora composti nell'intreccio e che interessano il tubo longitudinalmente per circa 1 cm.

Le superfici di rottura dei fili di entrambe le aree indagate presentano le caratteristiche morfo-



Fatica per flessione

logiche della rottura per fatica. In particolare, una rottura per flessione concorda con una sollecitazione meccanica localizzata nella piegatura.

Le analogie tra le rotture sono evidenti e riguardano la regolarità, la spaziatura, la definizione delle striature e la distribuzione delle zone di propagazione e di schianto ovvero fattori che suggeriscono in entrambi i casi una rottura ad alto numero di cicli.

1.16.3. Esami sullo scivolo (*slide-raft*) P/N 7A1489-4 S/N G020

Sono state effettuate delle verifiche sullo scivolo che non si è dispiegato correttamente durante l'evacuazione dall'aeromobile presso i laboratori del costruttore Goodrich in data 24 settembre 2004. Dato lo stato in cui è pervenuto lo scivolo, non è stato possibile effettuare delle specifiche prove funzionali dello stesso (*flat fire functional test*). Alcune parti, infatti, erano state danneggiate presumibilmente durante le operazioni di rimozione dello scivolo dall'aeromobile. Altre, invece, erano mancanti (*restraints pins*) e ciò non ha consentito di stabilire con certezza le cause del malfunzionamento. Sulla base dei dati in possesso del costruttore si è appurato che anche in altri casi è stato riportato un parziale dispiegamento della stessa tipologia di scivoli. Le cause sono riconducibili a fenomeni di corrosione che hanno interessato i *restraint pin* e per tale ragione è stato emesso un Service Bulletin datato 15 ottobre 2003 (SB number 25-343), che prevede la sostituzione dei citati *pins* con altri di diversa serie (P/N 4A3613). L'ultima revisione sullo scivolo in argomento era stata effettuata nel mese di febbraio 2002 e pertanto lo stesso non era stato modificato secondo le indicazioni del citato *Service Bulletin*.

Nel caso specifico non è stato possibile determinare con certezza la causa del malfunzionamento data la mancanza di alcuni *pins*, molto probabilmente dovuta ad una non corretta rimozione dello scivolo dall'aeromobile dopo l'evacuazione.

1.17. INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI

N.p.

1.18. INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI

1.18.1. Precedenti casi simili di rottura tubazioni flessibili

Nel corso delle prove di laboratorio presso il NTSB è stato chiesto al rappresentante della P&W se, nella storia dei motori della famiglia PW 4000, in servizio dalla metà degli anni '80, e/o di altre famiglie di motori P&W, fossero state riscontrate delle rotture simili a quella in argomento. Secondo quanto riferito dal citato rappresentante, la rottura della tubazione CP11 nelle modalità riscontrate risulta essere il primo caso verificatosi per i motori della famiglia PW 4000. Solo un caso analogo è stato registrato nel 1993 ed ha interessato una tubazione flessibile dell'impianto combustibile di un motore della famiglia PW 2000.

Tale evento non ha comunque provocato serie conseguenze e le analisi effettuate successivamente hanno evidenziato appunto che la rottura della tubazione flessibile (rivestita anch'essa con una camicia protettiva per l'incendio) è stata determinata da un fenomeno di fatica indotto da una deformazione permanente presente lungo la lunghezza della tubazione (*kink*).

1.19. TECNICHE DI INDAGINE UTILI O EFFICACI

N.p.

CAPITOLO II

ANALISI

2. ANALISI EVIDENZE

2.1. ANALISI DATI REGISTRATORI DI VOLO

I dati disponibili sul FDR erano oltre 500; 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, A/G *switch*, ecc.).

Dal grafico riportato in Allegato G relativo alla fase di decollo dell'aeromobile, si nota chiaramente che l'avviso di R ENG FIRE al motore destro si è avuto durante la corsa di decollo, circa 9 nodi prima del raggiungimento della velocità di decisione (V1), pari a 159 nodi.

Il comandante ha deciso di non interrompere la corsa di decollo, anche se la V1 non era stata ancora raggiunta, esercitando così il previsto potere discrezionale e prendendo in considerazione tutti gli elementi disponibili che hanno favorito tale decisione.

L'alto peso al decollo, le condizioni meteorologiche, il tipo di avaria e fondamentalmente le conseguenze che non causavano la perdita di spinta del motore interessato, unitamente ad una valutazione positiva sulla controllabilità dell'aeromobile, sono stati gli elementi presi in considerazione a supporto di tale decisione.

Contestualmente all'avviso di incendio, i valori dei parametri del motore destro (N2, N1, F/F, EGT) che ne definiscono il corretto funzionamento, erano coerenti con la fase di decollo ed erano gli stessi di quelli relativi al motore sinistro. Ciò rappresenta una indicazione del fatto che, nonostante l'avviso di incendio, il motore destro sviluppava la spinta prevista per il decollo. Pertanto la causa che ha determinato l'incendio non era attribuibile ad una avaria di un sistema all'interno del motore stesso. Dall'esame dei grafici si può inoltre notare come i parametri del motore destro assumono valori prossimi a zero dopo l'intervento del comandante, che, come da procedura prevista, ha interrotto l'afflusso di combustibile (R ENG FUEL CUT OFF *lever* su OFF).

L'avviso in cabina (R ENG FIRE) relativo alla presenza di fuoco al motore destro rimaneva anche dopo la seconda scarica di estinguente effettuata dall'equipaggio secondo la prevista pro-

cedura. Tale circostanza trova riscontro anche nella dichiarazione del comandante ed è la motivazione principale che ha spinto lo stesso ad effettuare il rientro immediato in emergenza, senza scaricare il combustibile in eccesso in modo da rientrare nei limiti di peso massimo ammesso per l'atterraggio. Successive analisi effettuate al suolo dopo l'evento (26 luglio 2004) sul sistema di rilevazione e segnalazione in cabina di incendio al motore (*Fire Detection System*) hanno confermato che tale sistema, a seguito della forte esplosione e del successivo incendio al motore destro, è stato danneggiato (si è interrotta la continuità elettrica) e pertanto riportava indicazioni errate in cabina di pilotaggio. E' molto probabile, infatti, che già dopo la seconda scarica di estinguente l'incendio si fosse spento del tutto. I VVF, intervenuti nell'immediatezza dell'atterraggio dell'aeromobile, a solo scopo precauzionale hanno utilizzato dell'estinguente sulle parti calde della struttura esterna del motore, nella zona del fan e sui ceppi freni, per essere certi che non vi fossero eventuali focolai residui potenzialmente pericolosi.

Dall'ascolto delle tracce del CVR è emerso che da parte dell'equipaggio sono state effettuate tutte le manovre di emergenza previste a seguito d'incendio al motore, nel rispetto delle procedure previste.

Come anticipato in precedenza sono stati analizzati i parametri più significativi del motore destro e sinistro relativi ai voli precedenti, allo scopo di verificare se vi fossero state delle anomalie di funzionamento. Dall'esame dei dati non si è riscontrato nulla di anomalo; i parametri caratteristici del funzionamento di entrambi i motori erano coerenti con le fasi di volo analizzate e simili tra di loro sia nei valori, sia nell'andamento in funzione del tempo.

2.2. PROVE DI LABORATORIO

Attraverso le prove di laboratorio effettuate si è potuto stabilire che la rottura della tubazione CP11 (P/N 51T075) è avvenuta a seguito della propagazione di un processo di fatica che ha interessato i fili della maglia metallica ed è stato favorito da una piegatura/deformazione ("*kink*") della tubazione stessa, posta a 0,63 pollici dal bordo della tubazione.

Sulla tubazione erano presenti due zone in cui vi era una deformazione permanente ("*kink*") della maglia metallica, una meno accentuata, quasi in mezzeria e l'altra a 0,63 pollici dall'estremità (*swage*). Le deformazioni erano orientate perpendicolarmente rispetto alla lunghezza della tubazione stessa ed erano coerenti con un'azione di flessione (piegatura, senza momento torcente).

2.3. ANALISI INFORMAZIONI SU TUBAZIONI FLESSIBILI CONTENUTE NEL MANUALE MOTORE

Il manuale del motore non prevede specificatamente delle verifiche alla tubazione in argomento in funzione del numero delle ore di funzionamento e/o anni di utilizzo. Il manuale di manutenzione del B767 relativo all'installazione delle tubazioni flessibili riporta infatti che, per tali tubazioni, non sono previsti dei limiti di impiego (*safe life limit*). Il manuale di manutenzione del motore (P&W) prevede per tutte le tubazioni esterne flessibili e rigide del motore (*external tubes*) delle ispezioni visive (*visual inspection*) e funzionali (*functional check inspection*); queste ultime solo nel caso in cui la tubazione sia stata riparata e/o si sospetti una perdita/avarìa.

In Allegato C sono riportate integralmente le copie del citato manuale del motore relativamente alle tipologie delle ispezioni (*visual and functional*) sulle tubazioni idrauliche CP e CR (Control Pressare, tubazioni di mandata; Control Return, tubazioni di ritorno).

Tali ispezioni riguardano la verifica sulle tubazioni esterne di eventuali abrasioni, cricche, buchi (nel manuale è riportato: *chafing, scratches, nicks, pitting*) con i relativi criteri e limiti di accettabilità. Solo nel caso in cui si sospettino delle perdite è richiesto di effettuare una prova funzionale in pressione.

Nel manuale non è riportato di verificare, per le ispezioni visive alle tubazioni flessibili CP e CR con rivestimento protettivo esterno, la presenza di deformazioni/piegature che potrebbero determinare o far insorgere perdite di fluido potenzialmente pericoloso, specie se altamente infiammabile, come per esempio il combustibile.

A tal proposito, l'ANSV ha emesso, in anticipo sulla pubblicazione della presente relazione di inchiesta, una raccomandazione di sicurezza (ANSV-25/194-2/A/04 in Allegato F) indirizzata alla FAA, affinché quest'ultima richieda ai costruttori di motori ed ai fornitori di tubazioni flessibili di sviluppare dei criteri non invasivi per ispezionare, durante le operazioni di revisione generale, le tubazioni flessibili dotate di rivestimento esterno protettivo.

Effettuare solo una generica ispezione visiva, infatti, ad una tubazione flessibile con rivestimento esterno non garantisce che eventuali abrasioni e/o deformazioni della maglia metallica vengano rilevate.

E' da evidenziare, comunque, che le ispezioni riguardanti le tubazioni con rivestimento protettivo anti-incendio richiamate nel manuale del motore riguardano solo quelle prodotte dalla Stratoflex (la CP11 è prodotta dalla Titeflex). Solo per tali tubazioni il manuale prevede che ven-

gano ispezionate per verificare la presenza di tagli, piegature, danni ai fili metallici della maglia (*wire braid damage*) ed altre imperfezioni sia sulla manica (*sleeve*) che sulla parte metallica stessa. In presenza di restrizioni della tubazione per effetto di piegature e di cavità (*dents*), la parte deve essere rigettata e non deve essere più utilizzata⁹.

Nel manuale del motore non sono indicate delle limitazioni per quanto riguarda i valori del raggio minimo di curvatura applicabile alle tubazioni flessibili CP11 e CR13 (*hose assembly*, PTFE), così come riportato nella specifica sopra indicata, la MIL-DTL-25579F. Per tale aspetto l'ANSV ha emesso, in anticipo sulla pubblicazione della presente relazione, una raccomandazione di sicurezza indirizzata alla FAA (ANSV-24/194-2/A/04 in Allegato F).

Altre informazioni per ciò che concerne l'installazione e la rimozione di tubazioni flessibili sono riportate nel manuale di manutenzione B767 e nei documenti della Boeing "Maintenance tip" redatti, questi ultimi, specificatamente per gli operatori. In essi si raccomanda comunque agli operatori di porre la massima attenzione a non flettere e ruotare contemporaneamente (*twist*) e a non piegare le tubazioni flessibili durante l'installazione e/o la rimozione dai diversi sistemi dell'aeromobile, ivi compresi i propulsori.

2.4. ANALISI DOCUMENTAZIONE MANUTENTIVA

Dall'analisi della documentazione manutentiva risulta quanto di seguito specificato.

- La data di costruzione del motore PW 4062-3 S/N 724106 è il 22 marzo 1990 ed è stato installato sull'aeromobile B767-300ER MSN (*Manufacture Serial Number*) 28111, con marche di immatricolazione D-AMUJ, successivamente immatricolato con EI-CXO, il 2 dicembre 2001. Le ore di funzionamento erano 49057 ed i cicli 9257.
- Nel corso della revisione generale del 1999, l'attuatore della valvola TCC (P/N 5830201-109, S/N 0189) era stato sostituito con il S/N 0181. Dalla documentazione analizzata non risulta che la tubazione CP11 P/N 51T075 sia stata sostituita. Come già evidenziato in precedenza, tale componente non è soggetto a scadenze periodiche e/o limiti di funzionamento. Nel corso di una revisione generale, esso viene smontato ed ispezionato visivamente in accordo alle indicazioni riportate nel manuale dei motori della famiglia PW 4000.

⁹ Nella letteratura tecnica vi sono delle pubblicazioni editate dalla Society of Automotive Engineers (SAE) che rappresentano delle linee guida per l'installazione e l'ispezione visiva delle tubazioni utilizzate in campo aeronautico. Esse sono la SAE AIR 1569 "Handling and installation practice for aerospace hose assemblies" e la SAE ARP 1658 "Hose assemblies, installed, visual inspection guide for".

- Il motore è stato rimosso dall'EI-CXO il 23 ottobre 2003 ed inviato negli Stati Uniti per la revisione generale. In tale data il motore aveva effettuato 14.998 ore di funzionamento e 2.395 cicli dalla precedente revisione del 1999. In totale aveva effettuato 54.965 ore di funzionamento e 10.281 cicli.

- Nel corso della revisione generale, i vari moduli che costituiscono il motore - compressore di bassa ed alta pressione

(LPC e HPC), diffusore e camera di combustione, turbina di alta e bassa pressione (HPT e LPT), cono di scarico (TEC) - vengono ispezionati ed eventualmente sostituiti alcuni componenti, in funzione del numero delle ore di funzionamento e delle



eventuali anomalie riscontrate. La tubazione CP11 P/N 51T075 non ha un limite di impiego, ma, viene riutilizzata in funzione dei risultati della ispezione visiva effettuata. Se non vengono rilevate particolari deformazioni e/o anomalie, viene riutilizzata. Solo nel caso in cui si sospettino delle perdite, si deve effettuare una prova funzionale in pressione.

Dopo le varie operazioni di smontaggio e verifiche sui diversi componenti dei moduli, questi vengono assemblati nuovamente ed il motore è sottoposto ad una serie di verifiche/prove funzionali utilizzando una apposita cella di prova (*test cell*).

- Nel periodo intercorso tra l'8 maggio 2004 (giorno in cui il motore è stato di nuovo installato sull'EI-CXO) ed il giorno dell'evento non risultano essere stati effettuati degli interventi di



manutenzione che abbiano potuto interessare la parte del motore relativa all'attuatore della valvola TCC e quindi la tubazione CP11. Dalle foto effettuate subito dopo l'evento alla zona interessata dall'avaria si può osservare come gli attacchi relativi tra le tubazioni CP11 e CR13 con il citato attuatore presentino ancora i cosiddetti "safety wires" o "lockwire sealing" installati dopo lo smontaggio e la successiva installazione delle tubazioni nel corso della citata revisione generale. Ciò può essere considerato come un'ulteriore evidenza che le due tubazioni non sono state smontate successivamente alla revisione generale del motore. Nella documentazione fotografica relativa alle prove effettuate il 26 luglio 2004 è possibile inoltre constatare tale evidenza in dettaglio, osservando attentamente gli attacchi inferiori della tubazione CP11 (vedasi anche foto nel paragrafo).

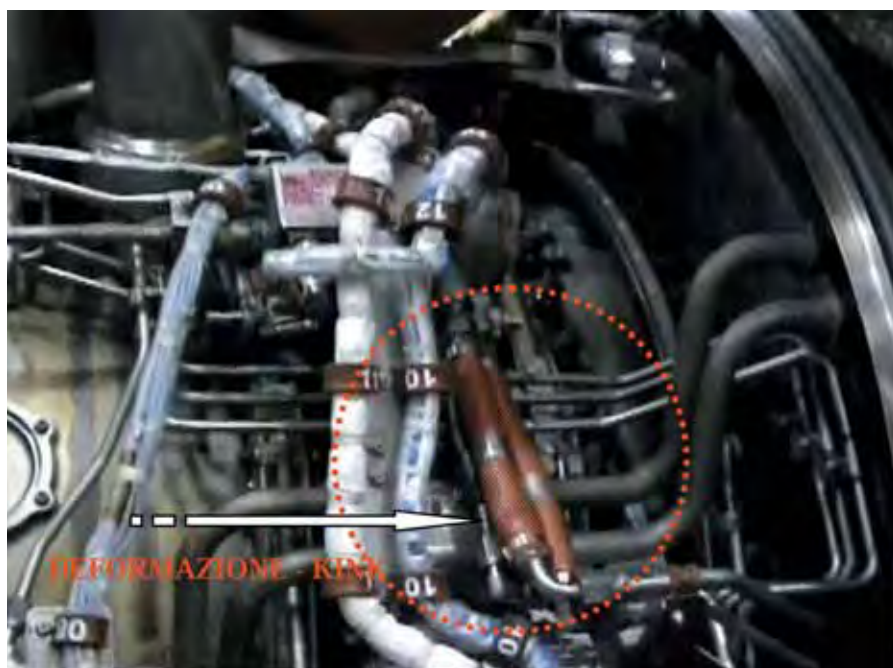
2.4.1. Ultima revisione generale del motore

Dalla documentazione analizzata relativa alle operazioni e verifiche effettuate nel corso dell'ultima revisione generale, risulta quanto segue.

- La tubazione CP11, unitamente alla CR13, come tutte le altre tubazioni interne ed esterne, sono state ispezionate visivamente in accordo alla procedura riportata nel manuale della famiglia PW 4000-94" in vigore. Nel documento "Disassembly 2 (PW4000)" sono evidenziate le diverse operazioni di disassemblaggio effettuate su alcuni moduli del motore. In particolare, la voce n. 43 "Remove external plumbing for HPC and intermediate case separation" si riferisce alle operazioni di disassemblaggio delle tubazioni esterne del modulo alta pressione del compressore, tra cui è compresa la P/N 51T075 (CP11) e la P/N 51T080 (CR13), le tubazioni di mandata e ritorno del combustibile in pressione all'attuatore della valvola TCC. Successivamente, sempre nella stessa documentazione, alla voce n. 49, è riportato che il Lead (abbreviazione per Lead Aircraft Maintenance Technician), l'operatore cioè preposto all'ispezione delle parti rimosse, ha ispezionato le diverse parti dei moduli disassemblati. Secondo quanto appurato nel corso dell'inchiesta, il meccanico (Aircraft Maintenance Technician) che fisicamente installa le parti rimosse dopo l'ispezione ha, in accordo alle procedure aziendali, il compito di verificare visivamente che le parti stesse siano in buone condizioni e funzionanti ("serviceable"). Come si è constatato nel corso delle prove nei laboratori del NTSB, le due piegature presenti sulla tubazione erano alquanto evidenti. E' lecito supporre, pertanto, che se la tubazione CP11 avesse presentato simili imperfezioni, essa sarebbe stata molto probabilmente sostituita.

- Il 1° aprile 2004 il motore è stato inviato per le prove funzionali in cella motori (*test cell*).
- Il 2 aprile 2004, nel corso delle prove in cella del motore, si è constatato il malfunzionamento dell'attuatore della valvola TCC. Il problema riscontrato ed evidenziato nella relativa documentazione era: "*leaking at split seam*". L'attuatore S/N 0181 è stato quindi sostituito con il S/N 1449A, sempre con il motore in cella. Nella relativa "*Shop non routine card*" la cella di prova è indicata con il numero 4.
- Il 5 aprile 2004, al completamento delle prove funzionali, che non hanno dato esito positivo per alcuni valori relativi alle prestazioni fuori norma del motore (*TCAR low: out of limits*), questo è stato inviato nuovamente in linea di ispezione (*engine shop*) per ulteriori controlli.
- Il 9 aprile 2004 è stato sostituito nuovamente l'attuatore della valvola TCC. Si è smontato il S/N 1449A ed installato il S/N 1730A ed il motore è stato inviato, dopo aver effettuato altri controlli, in cella motori per le prove funzionali. Dalla "*shop non routine card*" si evince che la sostituzione è stata effettuata alla postazione "baia motori 8".

- Il 10 aprile 2004 dopo aver effettuato le suddette prove funzionali, che hanno dato esito positivo, prima del rilascio in servizio è stata effettuata una verifica boroscopica di tutti i moduli del motore. Oltre alle immagini video relative alla parte interna del motore, vi è anche



una ripresa video della parte esterna. Da una attenta analisi di quest'ultimo video è possibile vedere le due tubazioni flessibili CP11 e CR13 (color arancione chiaro del rivestimento anti-incendio) collegate all'attuatore della valvola TCC. La CP11 P/N 51T075 (tubazione a sini-

stra) presenta una piegatura (deformazione-*kink*) in corrispondenza della parte terminale inferiore, a circa 2-3 cm più in basso della targhetta metallica di identificazione. Ciò è possibile anche notarlo chiaramente nel fermo immagine riprodotto nella foto inserita nel paragrafo.

NOTA. *E' da evidenziare che la rottura della tubazione, che ha determinato la fuoriuscita di combustibile e quindi l'incendio al motore destro, è stata riscontrata proprio in corrispondenza di tale piegatura. Quest'ultima è indice di una deformazione della maglia metallica che ha favorito una concentrazione locale di stress-carico e quindi l'instaurarsi di un fenomeno di fatica, che ha portato progressivamente alla rottura del componente. Nella foto seguente, fatta immediatamente dopo l'arresto dell'aeromobile in pista, è possibile notare infatti la presenza di un foro, a circa 2-3 cm più in basso della targhetta metallica, sulla tubazione CP11 ancora munita del rivestimento anti-incendio.*



Il 13 aprile 2004, al termine delle prove funzionali in cella e della verifica boroscopica, il motore viene considerato accettabile per la ripresa in servizio e contestualmente viene rilasciato il certificato FAA Form 8130-3 in cui si attesta appunto l'idoneità del motore ad essere nuovamente impiegato.

2.4.2. Considerazioni

Da quanto sopra riportato si evince che la tubazione CP11 P/N 51T075 è stata smontata, visivamente ispezionata e rimontata sul motore prima delle prove funzionali, effettuate dall'1 al 13 aprile 2004. Nel corso delle prime prove in cella, l'attuatore della valvola TCC è stato sostituito a seguito di una perdita di combustibile ("*leaking at split seam*", dicitura riportata nella "*Shop nonroutine card*"). La sostituzione è stata effettuata direttamente in cella, in quanto subito dopo sono riprese le prove funzionali, che hanno avuto comunque esito negativo ed il motore è stato rinviato all'*engine shop*.

A seguito dei controlli ispettivi effettuati, l'attuatore della valvola TCC è stato nuovamente sostituito e il motore è stato poi inviato in cella motori per le prove funzionali, che hanno dato esito positivo.

L'attuatore della valvola TCC, cui la CP11 era collegata per una estremità, è stato quindi sostituito due volte nel giro di dieci giorni.

Secondo quanto evidenziato nella prima parte della relazione in merito allo smontaggio dell'attuatore per le analisi di laboratorio (vedere paragrafo 1.16, 11 agosto 2004), risulta che tale operazione è comunque difficile e laboriosa. E' verosimile, quindi, che nelle due operazioni di sostituzione dell'attuatore precedentemente citate, la tubazione CP11, direttamente collegata a tale attuatore per una estremità, sia stata smontata solo dall'estremità collegata ad esso e piegata manualmente per agevolare la sostituzione dell'attuatore stesso. Tali azioni hanno avuto l'effetto di determinare sulla tubazione CP11 le due deformazioni, come rilevate nel corso delle analisi di laboratorio presso il NTSB.

E' molto probabile che, se tali deformazioni fossero state presenti sulla tubazione precedentemente alla revisione generale, esse sarebbero state rilevate nel corso della prevista ispezione visiva, effettuata prima delle prove funzionali del motore in cella di prova; pertanto la tubazione sarebbe stata sostituita (vedasi paragrafo precedente 2.4.1.).

Una delle due deformazioni, quella che poi ha determinato la rottura della tubazione, è visibile nel video realizzato il 10 aprile 2004 dopo le prove funzionali e prima del rilascio in servizio del motore.

E' ragionevole supporre, pertanto, che se la deformazione/piegatura evidenziata nel video sopra citato fosse stata presente nel momento in cui è stata effettuata la citata ispezione visiva (vedere paragrafo 2.4.1.), l'operatore avrebbe potuto, molto probabilmente, accorgersene, sostituendo poi la tubazione.

E' ragionevole pensare, quindi, che le due deformazioni siano state procurate a seguito delle sostituzioni dell'attuatore della valvola TCC e non siano state più rilevate.

2.5. FASE DI EVACUAZIONE PASSEGGERI

Scivoli di emergenza.

Dopo l'atterraggio, una volta arrestato l'aeromobile, il comandante ha ordinato l'evacuazione di emergenza nel rispetto delle procedure di compagnia. Gli assistenti di volo, posizionati vicino ad ogni uscita, avevano il compito di verificare le condizioni di sicurezza all'esterno dell'aeromo-

bile, prima dell'apertura degli scivoli di emergenza, come previsto dalle procedure di compagnia. Gli assistenti di volo hanno svolto i compiti previsti per tale situazione ed hanno completato la procedura in meno di due minuti. Va evidenziato inoltre che lo scivolo intermedio destro 2R non è stato utilizzato, in quanto, nonostante si fosse gonfiato, non si è dispiegato regolarmente ed era pertanto inutilizzabile. Ciò non ha avuto effetti sulla sicurezza dei passeggeri durante tale fase, che hanno abbandonato regolarmente l'aeromobile utilizzando gli altri scivoli, seguendo le indicazioni degli assistenti di volo. Lo scivolo stesso durante le operazioni di rimozione effettuate dal personale intervenuto in pista è stato parzialmente danneggiato ed alcune parti di esso (*restraints pins*) durante le prove effettuate per la verifica della funzionalità sono risultate mancanti. Ciò non ha consentito di poter stabilire con certezza le cause del malfunzionamento.

Intervento mezzi di soccorso aeroportuale.

Sulla base delle informazioni disponibili, si è appurato che, mentre i VVF erano già ai lati della pista di atterraggio durante la fase di atterraggio dell'aeromobile, le ambulanze sono arrivate dopo che i passeggeri avevano già evacuato l'aeromobile, in particolare dopo 8 minuti dall'arresto in pista. Sebbene nessuno dei passeggeri abbia avuto bisogno di cure urgenti dopo l'evacuazione, sarebbe stato auspicabile, attraverso un adeguato coordinamento tra i vari soggetti interessati dallo stato di emergenza, che le ambulanze e/o il medico linea di volo fossero già presenti sul posto subito dopo l'evacuazione dei passeggeri dall'aeromobile.

CAPITOLO III

CONCLUSIONI

3. CONCLUSIONI

3.1. EVIDENZE

L'aeromobile era efficiente ed 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.

La gestione dell'avaria da parte dell'equipaggio di condotta è stata eseguita con professionalità e nel rispetto delle procedure previste. Lo stesso dicasi per i controllori del traffico aereo, che hanno assistito l'aeromobile con professionalità e fornendo la massima collaborazione.

Il comandante ha deciso di non interrompere la corsa di decollo nonostante l'avviso di incendio al motore destro fosse intervenuto pochi nodi prima della V1, esercitando così il previsto potere discrezionale e prendendo in considerazione tutti gli elementi disponibili che hanno favorito tale decisione.

L'alto peso al decollo, le condizioni meteorologiche, il tipo di avaria e fundamentalmente le conseguenze che non causavano la perdita di spinta del motore interessato, unitamente ad una valutazione positiva sulla controllabilità dell'aeromobile, sono stati gli elementi presi in considerazione a supporto di tale decisione.

Contestualmente all'avviso di incendio, i valori dei parametri del motore destro (N2, N1, F/F, EGT) che ne definiscono il corretto funzionamento, erano coerenti con la fase di decollo ed erano gli stessi di quelli relativi al motore sinistro.

L'incendio ha danneggiato il relativo sistema di rilevazione, dando indicazione costante in cabina di incendio al motore, anche quando, molto probabilmente già dopo le due scariche di estinguente, l'incendio non era più presente.

Subito dopo l'arresto in pista dell'aeromobile, è stata effettuata la procedura di evacuazione di emergenza, utilizzando, però, solo cinque dei sei scivoli gonfiabili disponibili, tre dal lato sinistro e due dal lato destro dell'aeromobile. Lo scivolo intermedio destro 2R non è stato utilizzato, in quanto, nonostante si fosse gonfiato, non si è dispiegato regolarmente ed era pertanto inutilizzabile. Ciò nonostante le operazioni di evacuazione di emergenza sono state effettuate ordinatamente e tutti i passeggeri ed i membri di equipaggio hanno abbandonato l'aeromobile.

Gli esami effettuati sulla tubazione (P/N 51T075) da cui è fuoriuscito il combustibile nella fase di decollo hanno evidenziato che su di essa erano presenti due zone in cui vi erano delle deformazioni permanenti (“*kinks*”) della maglia metallica, una meno accentuata quasi in mezzzeria e l'altra a 0,63 pollici dall'estremità (*swage*). Le deformazioni osservate erano orientate perpendicolarmente rispetto alla lunghezza della tubazione stessa ed erano consistenti con un'azione di flessione (piegatura, senza momento torcente).

Attraverso le analisi di laboratorio effettuate sulla parte della tubazione CP11 P/N 51T075, su cui era presente il foro e dalla quale è fuoriuscito il combustibile che ha determinato l'incendio, si è potuto stabilire che la rottura è avvenuta a seguito della propagazione di un processo di fatica che ha interessato i fili della maglia metallica, favorito da una piegatura/deformazione della tubazione stessa.

La posizione lungo la tubazione del foro attraverso cui è fuoriuscito il combustibile che ha determinato l'incendio è compatibile con la deformazione riscontrata sulla stessa tubazione nel video realizzato il 10 aprile 2004, al termine delle prove funzionali sul motore e prima del rilascio in servizio del motore.

La rottura della tubazione che ha determinato la fuoriuscita di combustibile e quindi l'incendio al motore destro si è riscontrata infatti proprio in corrispondenza di tale piegatura. Quest'ultima è indice di una deformazione della maglia metallica che ha favorito una concentrazione locale di stress-carico e quindi l'instaurarsi di un fenomeno di fatica, che ha portato progressivamente alla rottura del componente.

L'attuatore della valvola TCC, cui la CP11 era collegata per una estremità, è stato sostituito due volte nel corso della revisione generale, dopo che la tubazione stessa era stata smontata e controllata.

E' verosimile che la deformazione che ha favorito la rottura per fatica della CP 11 sia stata procurata a seguito delle due sostituzioni dell'attuatore della valvola TCC e non sia stata più rilevata.

3.2. CAUSE

L'incendio sviluppatosi nel motore destro durante il decollo è stato provocato dalla rottura della tubazione flessibile del motore CP11 P/N 51T075, di mandata in pressione del combustibile all'attuatore della valvola Turbine Case Cooling (TCC), con conseguente fuoriuscita del combustibile che ha invaso l'intero complesso del propulsore, innescando un incendio durante la corsa di decollo, venendo a contatto con le parti calde del motore.

La rottura della tubazione è avvenuta a seguito della propagazione di un processo di fatica che ha interessato i fili della maglia metallica ed è stato favorito da una piegatura/deformazione ("*kink*") della tubazione.

Sulla base delle evidenze raccolte, si ritiene di poter identificare i seguenti fattori che hanno contribuito al verificarsi dell'incidente in argomento:

- presenza di una deformazione sulla tubazione interessata che ha determinato l'instaurarsi di un fenomeno di fatica sui fili metallici del rivestimento della tubazione stessa;
- mancata rilevazione nel corso della revisione generale della piegatura sulla tubazione interessata.

CAPITOLO IV

RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA

4. RACCOMANDAZIONI

4.1. RACCOMANDAZIONI GIÀ EMESSE

Nel corso dell'inchiesta, in data 7 settembre 2004, subito dopo aver effettuato le prime analisi frattografiche sulla tubazione rotta, l'ANSV ha emanato tre raccomandazioni di sicurezza indirizzate alla competente autorità per l'aviazione civile statunitense (Federal Aviation Administration, FAA). In Allegato F è riportato integralmente il testo in lingua inglese trasmesso alla FAA.

Tutte le raccomandazioni sono state accettate dalla FAA, che ha già avviato le azioni di competenza per attuare le citate raccomandazioni. In particolare, i manuali della P&W dei motori sono stati revisionati a partire da settembre 2005, in linea con le indicazioni riportate nelle raccomandazioni di sicurezza e la P&W stessa ha emesso il Service Bulletin (SB) PW4ENG 72-773, datato 7 aprile 2005, per effettuare una verifica *una-tantum* delle tubazioni flessibili.

Di seguito si riporta solo il testo delle raccomandazioni con una nota di traduzione in italiano.

4.1.1. Raccomandazione ANSV-24/194-1/A/04

- *Require engine manufacturers to revise their engine manuals to include information that specifies the minimum bending radius for flexible lines.*

Richiedere ai costruttori dei motori di rivedere i manuali, in modo da includere specifiche informazioni relative al raggio minimo di flessione per le tubazioni flessibili.

4.1.2. Raccomandazione ANSV-25/194-2/A/04

- *Require engine manufacturers and their flexible line vendors to develop inspection criteria for flexible lines that carry flammable fluids under pressure and non-invasive techniques that could be accomplished during engine overhaul to inspect the lines under fire shields.*

Richiedere ai costruttori di motori ed ai fornitori di tubazioni flessibili di sviluppare dei criteri non invasivi per ispezionare, durante le operazioni di revisione generale, le tubazioni flessibili dotate di rivestimento esterno protettivo al fuoco, nel cui interno scorre fluido infiammabile sotto pressione.

4.1.3. Raccomandazione ANSV-26/194-3/A/04

- *Require manufacturers of flexible lines to develop an alternate method for identifying flexible lines.*

Richiedere ai costruttori di tubazioni flessibili di sviluppare un metodo alternato per l'identificazione delle tubazioni stesse.

Nota: al momento l'identificazione è effettuata attraverso una targhetta metallica posta sul rivestimento protettivo ed in caso di flessione tale targhetta potrebbe indurre degli sforzi di flessione sulla tubazione flessibile, inducendo così eventuali cricche.

4.2. ULTERIORE RACCOMANDAZIONE

4.2.1. Raccomandazione ANSV-18/194-04/4/A/06

Motivazione: durante le operazioni di rimozione degli scivoli dell'aeromobile, lo scivolo della porta 2R, che non ha funzionato regolarmente, è stato parzialmente danneggiato ed alcune parti di esso (*restraints pins*) sono risultate mancanti nel corso delle prove effettuate per la verifica della funzionalità. Ciò non ha consentito di poter stabilire con certezza le cause del malfunzionamento.

Destinatario: Ente nazionale per l'aviazione civile.

Testo: sensibilizzare i gestori aeroportuali, gli operatori di compagnie aeree e tutto il personale impiegato in operazioni di soccorso dopo un incidente sull'importanza di utilizzare particolare cautela nella rimozione degli scivoli e di ogni altra parte/sistema dell'aeromobile/i interessato/i, al fine di preservare correttamente evidenze utili per l'investigazione. Laddove possibile, tali operazioni vanno effettuate in collaborazione con i tecnici investigatori dell'ANSV.

ELENCO ALLEGATI

- Allegato A:** documentazione fotografica.
- Allegato B:** motori famiglia PW 4000 - schemi descrittivi ed installativi sul B767.
- Allegato C:** schemi installativi e funzionali tubazioni CP11 e CR13; ispezioni tubazioni CP, CR e *Stratoflex slip-on fire sleeve hoses. Service Bulletin SB 72-746.*
- Allegato D:** relazione NTSB e relazione CSV (risultati prove di laboratorio su tubazione motore).
- Allegato E:** precedente caso similare rottura tubazione flessibile motore P&W.
- Allegato F:** raccomandazioni di sicurezza ANSV e risposta della FAA.
- Allegato G:** parametri funzionamento motori di interesse ricavati dal FDR.
- Allegato H:** ricostruzione animata volo EI-CXO dal decollo (pista 16R) fino al completo arresto (pista 34L).

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.

DOCUMENTAZIONE FOTOGRAFICA

Foto 1



Aeromobile fermo in pista dopo l'atterraggio ed evacuazione passeggeri. Vista posteriore.

Foto 2



Aeromobile fermo in pista dopo l'atterraggio ed evacuazione passeggeri. Vista laterale.

Foto 3



Motore destro e relativi danni.

Foto 4



Motore destro e relativi danni.

Foto 5



Parte esterna motore destro. Notare i residui di colore bianco sulle tubazioni dovuti al liquido estinguente delle *fire bottles*.

Foto 6



Motore destro. Vista lato sinistro.

Foto 7



Motore destro. Vista lato destro.

Foto 8



Pneumatici carrello principale sinistro.

Foto 9



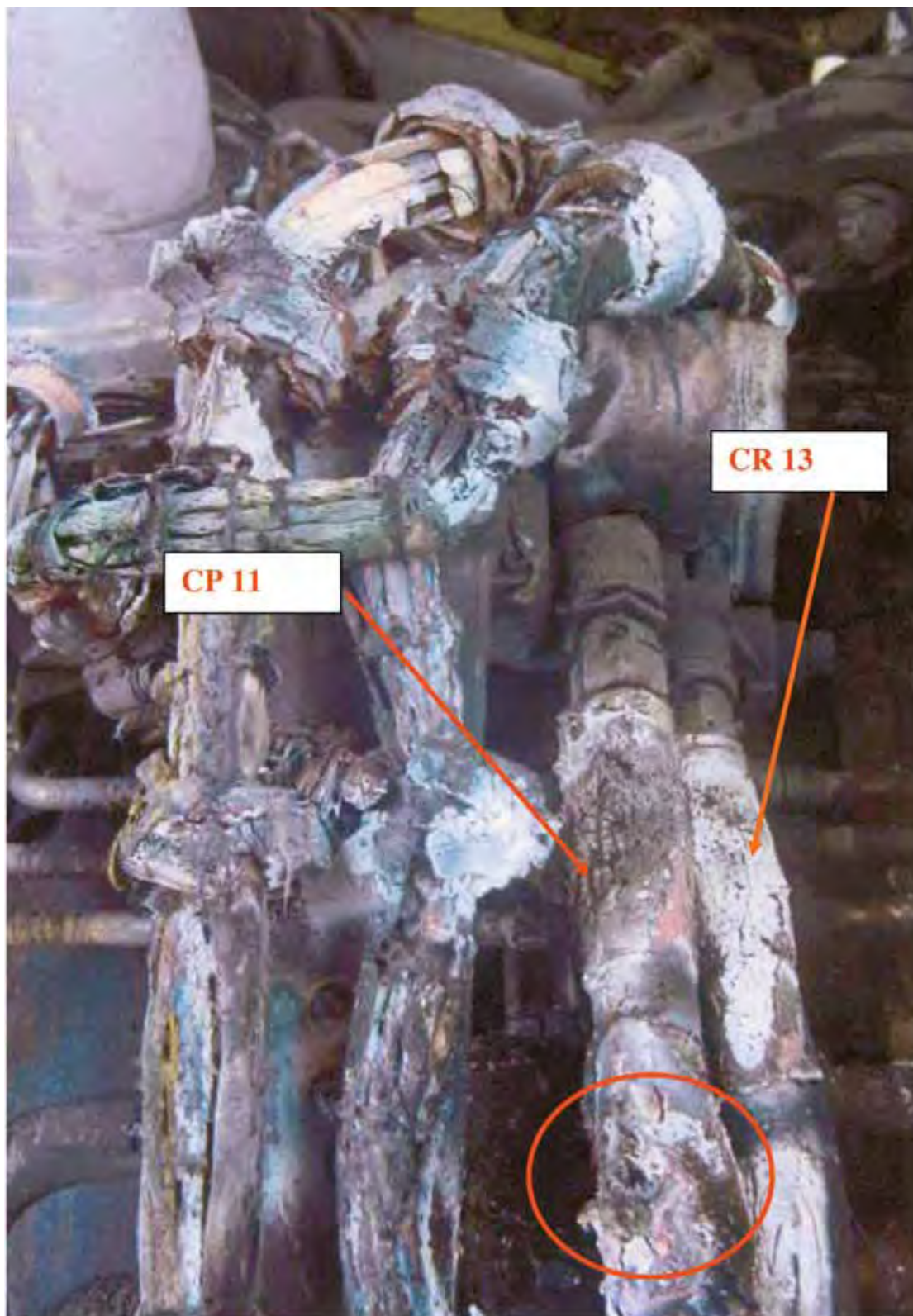
Piantana centrale cabina di pilotaggio. Notare la leva destra girata in senso anti-orario ad indicazione dell'avvenuta scarica di liquido estinguente al motore destro.

Foto 10



Recipienti contenenti liquido estinguente per i motori. Entrambi sono vuoti, a conferma dell'avvenuta scarica da parte dell'equipaggio.

Foto 11



Particolare tubazioni di mandata e ritorno combustibile (CP11 e CR13) all'attuatore valvola TCC. Notare il foro sulla tubazione CP11.

Foto 12



Sistema *Fire Detection* motore destro,
danneggiato a seguito dell'esplosione e del relativo incendio.

Foto 13



Sistema *Fire Detection* motore destro,
danneggiato a seguito dell'esplosione e del relativo incendio. Particolare fili interrotti.

Foto 14



Motore destro durante le prove del 26 luglio 2004. Notare il combustibile che esce fuori in corrispondenza della tubazione CP11 (P/N 51T075).

Foto 15



Motore destro. E' visibile la CP11 dopo aver tolto la protezione anti-incendio.

Foto 16



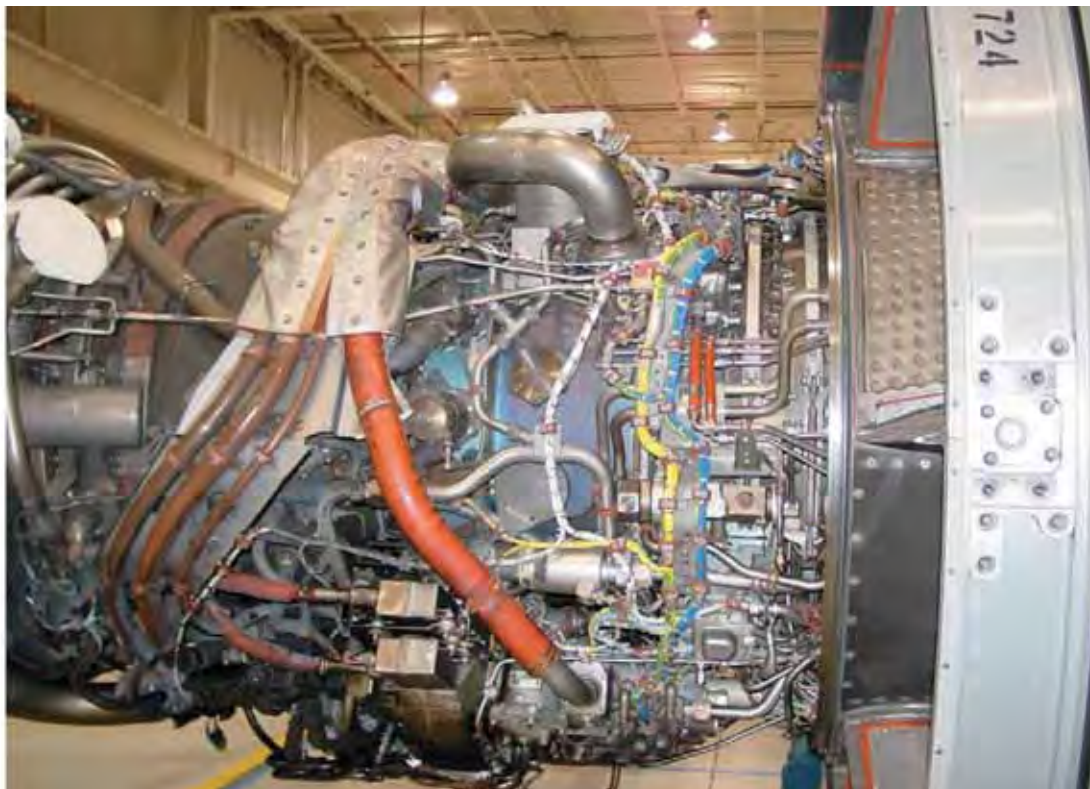
Motore destro. Tubazione flessibile CP11;
notare la rottura della maglia metallica a circa 1-1,5 cm dall'estremità inferiore.

Foto 17



Tubazione flessibile CP11. Particolare della rottura.

Foto 18



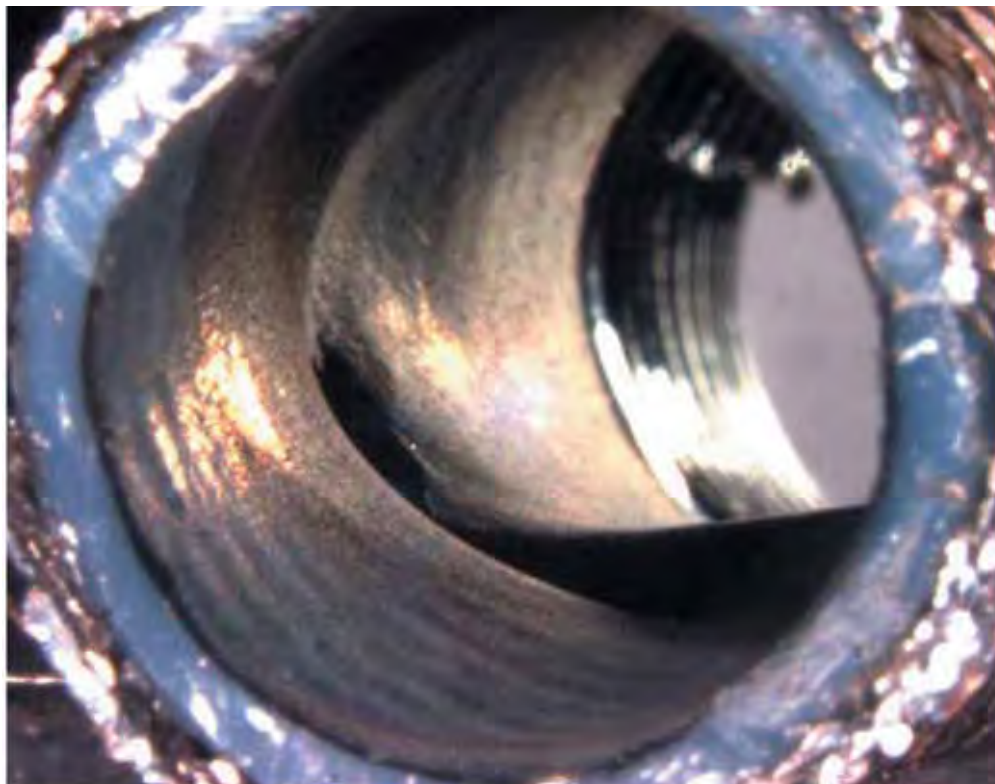
Motore famiglia PW 4000. Vista laterale destra. Notare le due tubazioni flessibili CP11 e CR13 di colore arancione (rivestimento anti-incendio).

Foto 19



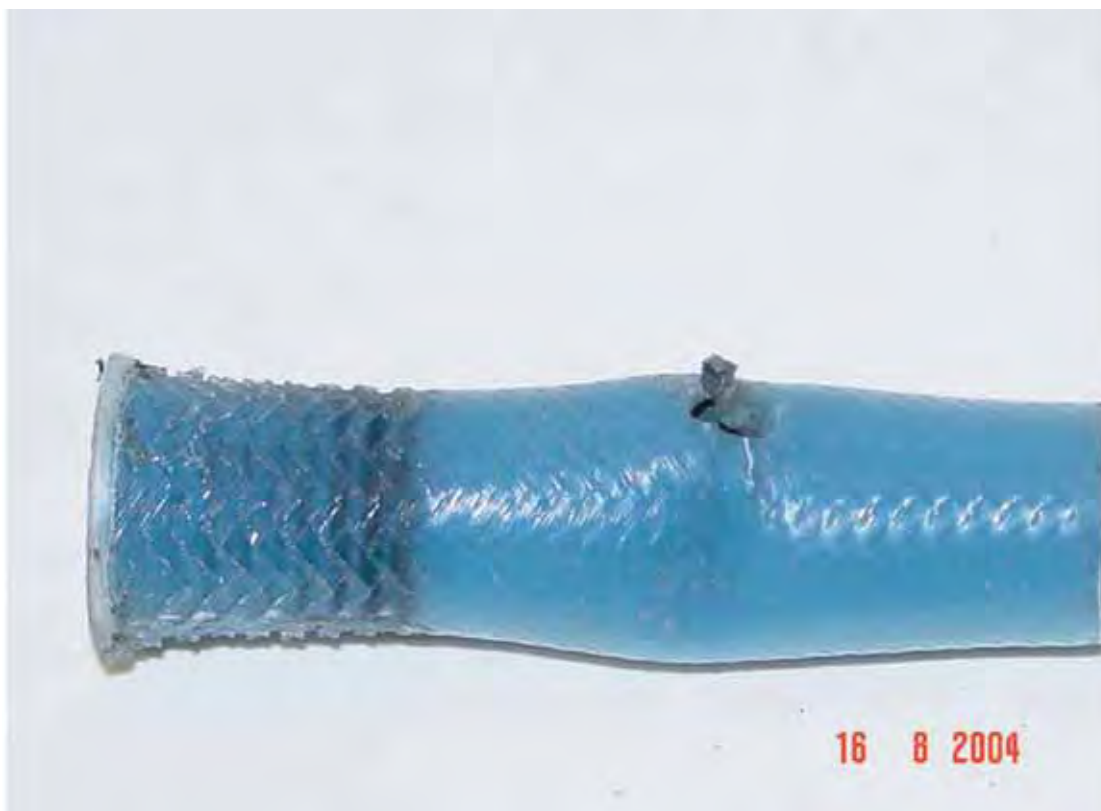
Motore famiglia PW 4000. Particolare installazione tubazioni flessibili CP11 e CR13.

Foto 20



Vista interna della tubazione rotta.

Foto 21



Parte interna in teflon della tubazione CP11.
Notare la deformazione ed il foro attraverso il quale è fuoriuscito il combustibile.

Foto 22



Particolare foro nella tubazione in teflon.

Foto 23

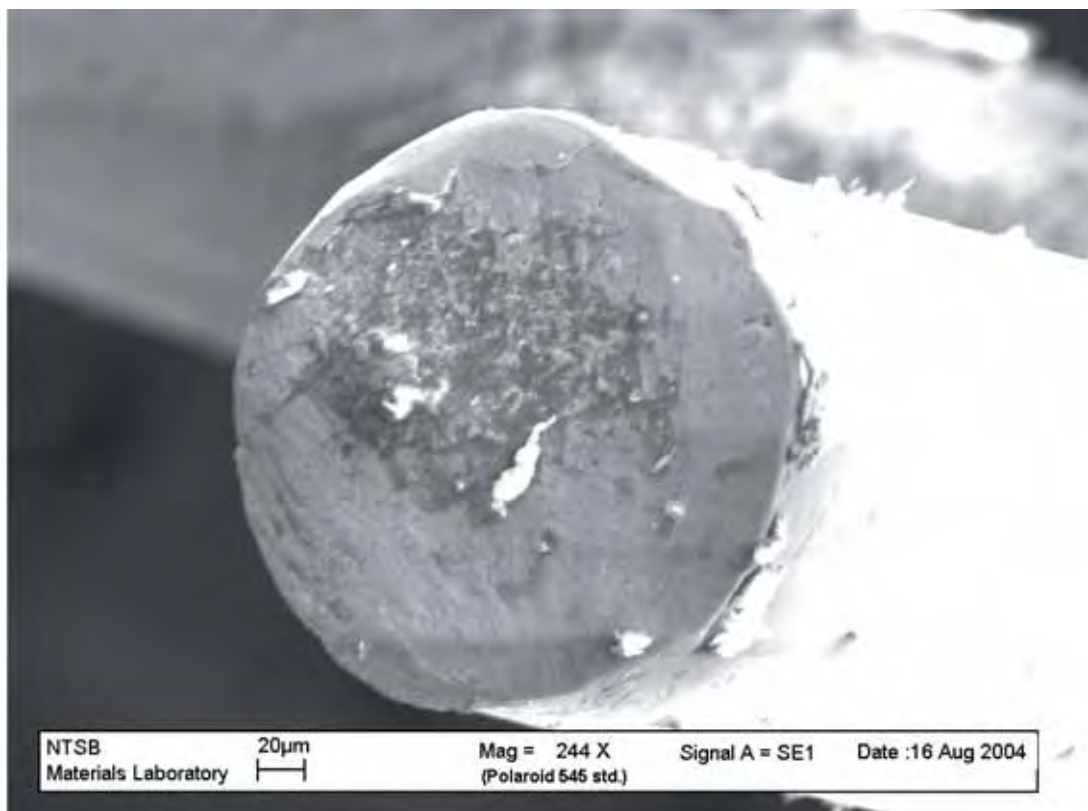


Immagine al microscopio elettronico di una sezione di un filo della maglia metallica della tubazione CP11.

Foto 24

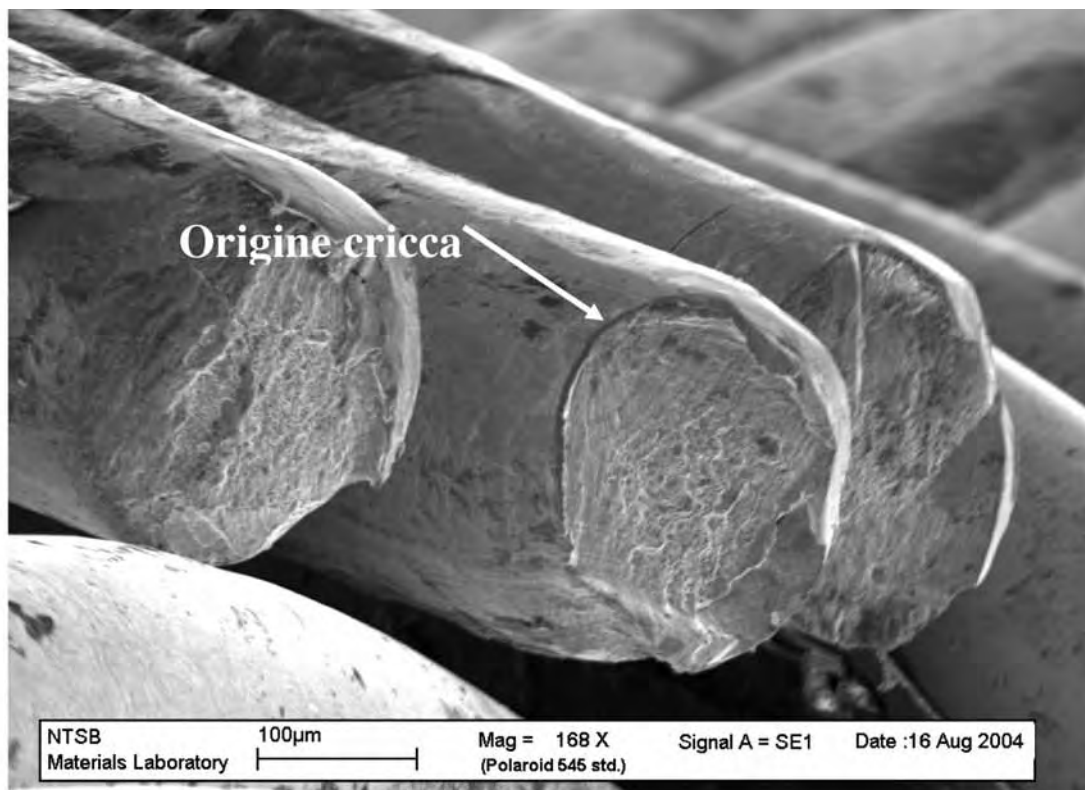
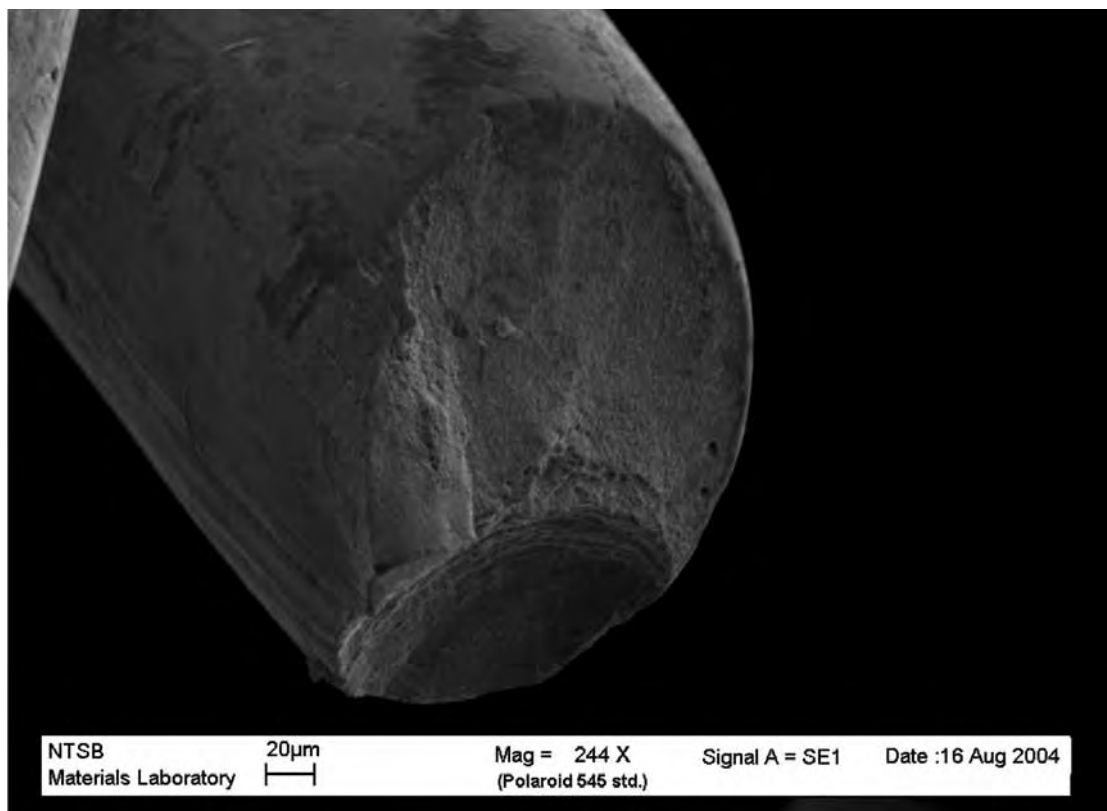


Immagine al microscopio elettronico di sezioni di fili della maglia metallica della tubazione CP11.
Sono evidenti le striature tipiche della rottura a fatica.

Foto 25



Altra immagine al microscopio elettronico di una sezione di un filo della
maglia metallica della tubazione CP11.

Foto 26



Particolare foro nella tubazione in teflon.

Foto 27

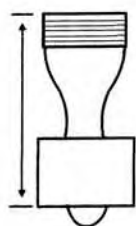


Tubazione CP11 prelevata da un altro motore PW 4062. Le deformazioni presenti sono state indotte intenzionalmente piegando la tubazione con le mani d'agendo con il pollice su di essa come punto di vincolo.

Foto 28



Tubazione CP11 prelevata da un altro motore PW 4062. Particolare deformazioni.

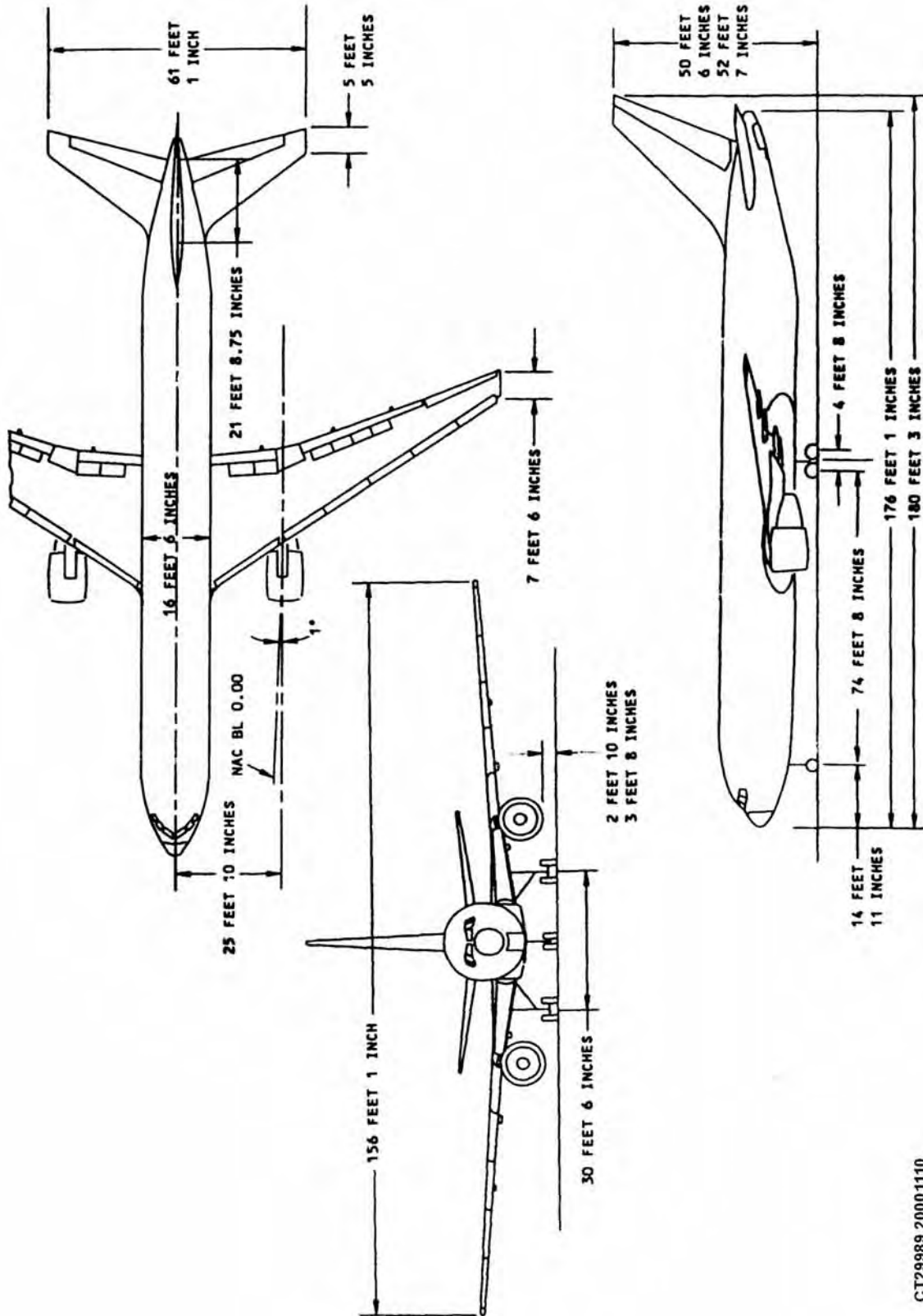


ATA 06 - DIMENSIONS AND AREAS

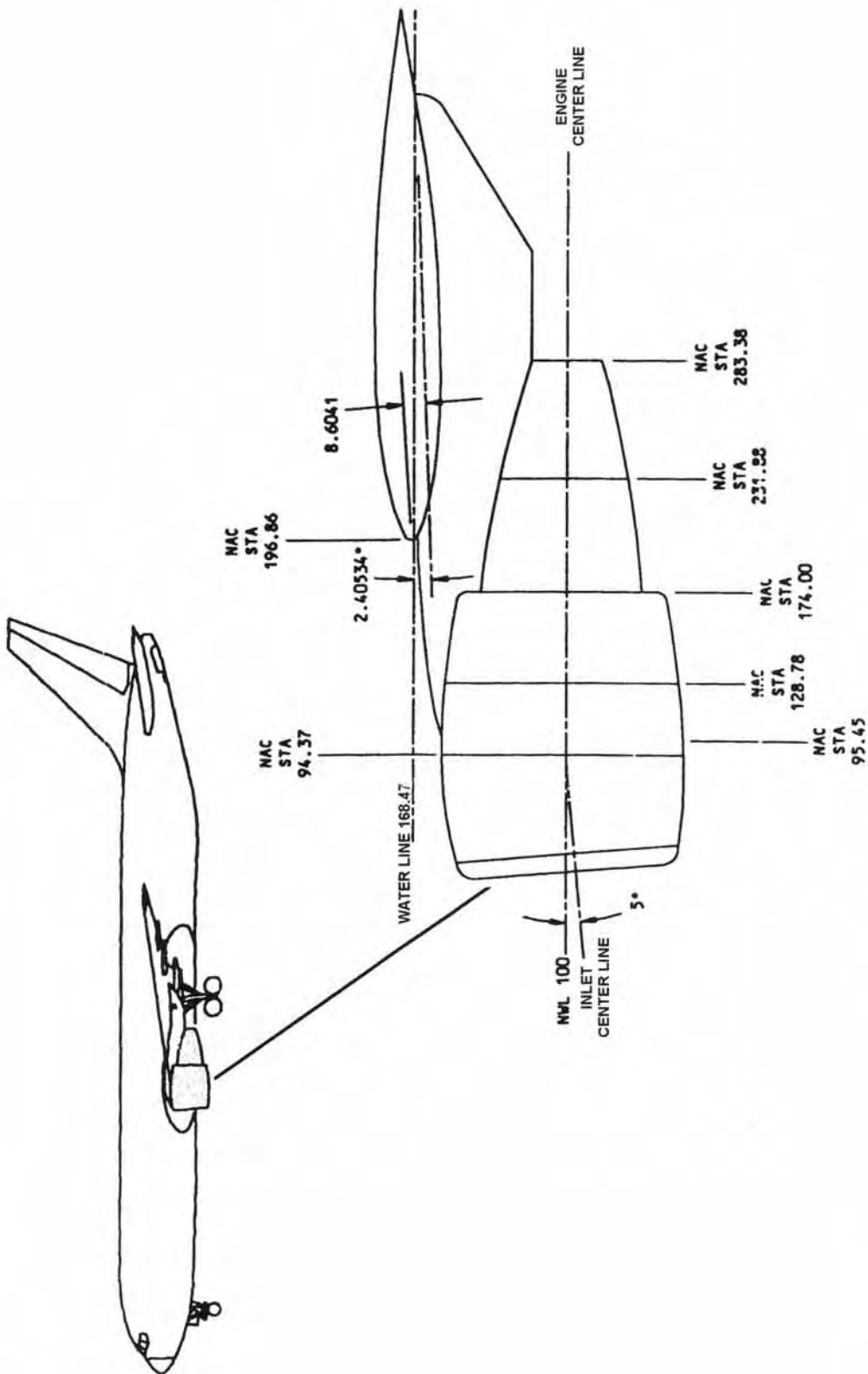
B767 BASIC DATA	p4
GENERAL	p6
SUMMARY	p8

DESCRIPTION/MODEL	767-200 (ENG)	767-200 (SI)	767-300 (ENG)	767-300 (SI)	767-400 (ENG)	767-400 (SI)
Overall Airplane	Length (Ft) / (M)	48.51	180.25	54.94	201.33	61.37
	Width (Ft) / (M)	47.57	156.08	47.57	170.33	51.92
	Height (Vertical stabilizer tip, top of fairing to the ground) (Ft) / (M)	16.10	52.58	16.03	55.33	16.86
Wing	Basic chord (theoretical, at body centerline) (Ft) / (M)	11.57	37.97	11.57	37.97	11.57
	Dihedral (Wing ref plane in relation to the body reference plane)	6.00	6.00	6.00	6.00	6.00
	Sweepback (25 percent of chord line)	31.30	31.30	31.30	31.50	31.50
Horizontal Stabilizer	Span (Ft) / (M)	18.63	61.12	18.63	61.12	18.63
	Sweepback (25 percent of chord line)	32.80	32.80	32.80	33.00	33.00
	Dihedral (Horizontal ref plane in relation to the body ref plane)	7.00	7.00	7.00	7.00	7.00
Vertical Stabilizer	Height (Ft) / (M)	9.06	29.71	9.06	29.71	9.06
	Sweepback (25 percent of chord line)	40.00	40.00	40.00	40.00	40.00
Fuselage	Height of body ref plane (top of the floor beam WL 16.63) above ground at main gear (Ft) / (M)	4.25	13.96	4.25	15.27	4.65
	Height above body ref lane (Ft) / (M)	3.05	10.02	3.05	10.02	3.05
	Height below body ref lane (Ft) / (M)	2.36	7.73	2.36	7.81	2.38
	Height to center line of windows above body ref plane (Ft) / (M)	1.03	3.39	1.03	3.39	1.03
	Height (Ft) / (M)	5.41	17.75	5.41	17.75	5.41
	Width (Ft) / (M)	5.03	16.50	5.03	16.50	5.03
	Length (Ft) / (M)	47.24	176.08	53.67	197.13	60.08
		155.00				

B767 BASIC DATA



BOEING 767



CT29990.20001110

B767 - PW4000 NACELLE

B4063
JAN 2001 L1

Pratt & Whitney
FOR TRAINING PURPOSES ONLY

**ATA 71 - POWER PLANT
GENERAL**

GENERAL

AMM 71-00-00

Purpose:

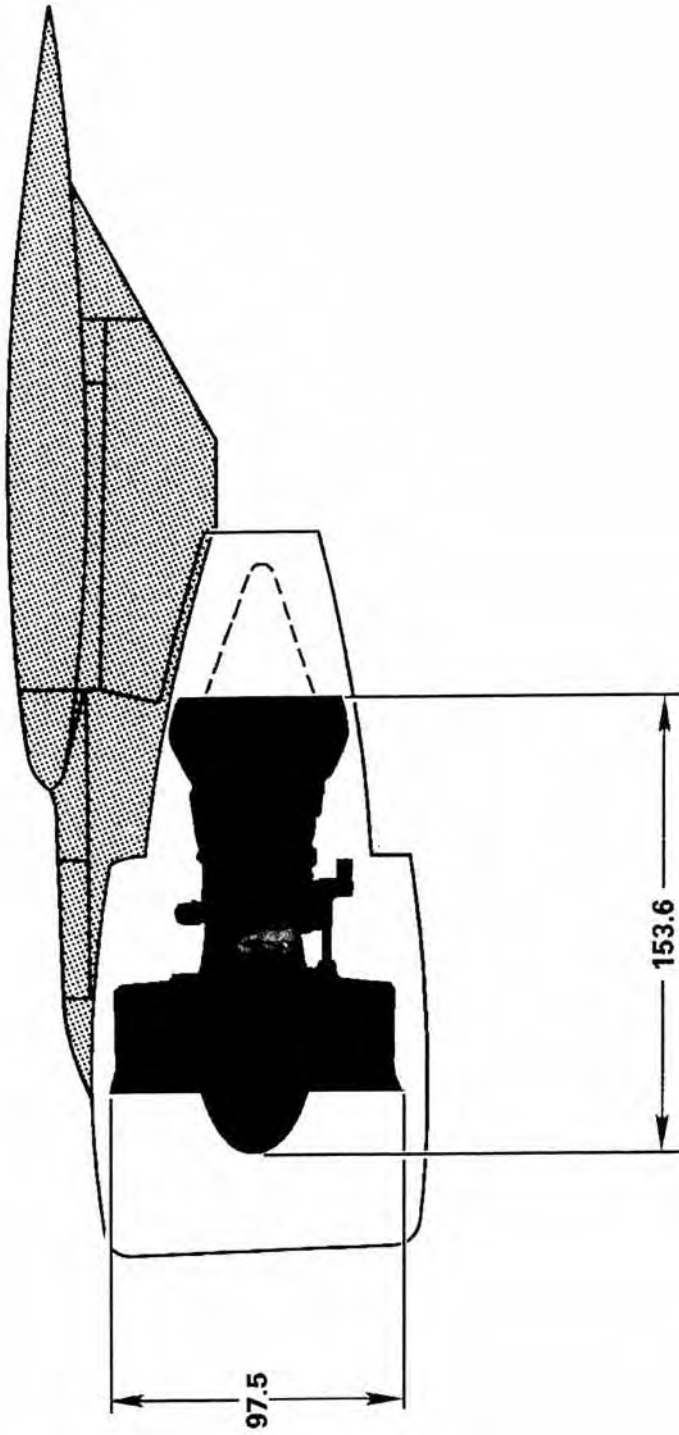
- The powerplant supplies the:
 - Thrust to propel the aircraft
 - Pressure air for aircraft service
 - Power for aircraft electrical and hydraulic symbols

Description:

- Engine
 - Axial flow, high bypass ratio turbofan
 - Fan produces 80% of total thrust
 - Core mounted angle and main gearboxes
 - Engine inlet diameter
 - 97.5 in. (248 cm) fan case diameter
 - 94 in. (239 cm) fan blade tip
 - Engine length
 - 154 in. (391.16 cm)
 - 3/4 in. (1.9 cm) takeoff growth

- Engine weight:
 - Typical non-EBU dry: 9200 lb. (4175 kg)
 - Typical EBU wet: 11500 lb. (5216 kg)
- Takeoff specifications:

	PW4056	PW4060
Thrust (lb)	56000	60000
T.S.F.C (lb/hr/lb)	0.34	0.35
Bypass ratio	5:1	5:1
Compressor pressure ratio	28:1	31:1



POWERPLANT

Pratt & Whitney
FOR TRAINING PURPOSES ONLY

ATA 71 - POWER PLANT GENERAL

GENERAL

AMM 71-00-00

Description (Continued):

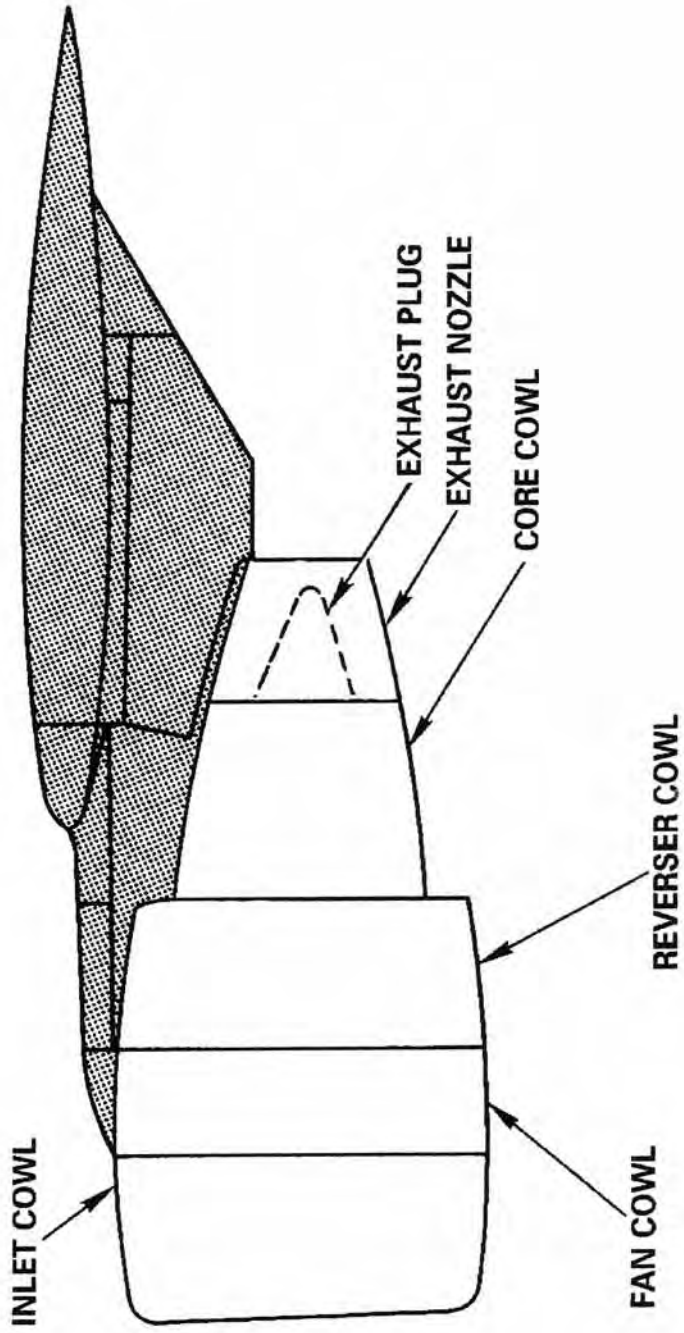
- The powerplant includes:
 - The basic engine with its control components
 - EBU components, including
 - Engine mounts
 - Exhaust nozzle
 - Exhaust plug

NOTE: The exhaust nozzle and plug are also referred to as the primary nozzle and plug. This is because they are in the primary gaspath.

- Cowls
 - Inlet cowl (AMM 71-11-01)
 - Attaches to engine 'A' flange
 - Anti-iced leading edge
 - Fan cowl (AMM 71-11-04) is mounted to aircraft strut
 - Reverser cowl (AMM 78-31-00) is mounted to aircraft strut
 - Core cowl (AMM 71-11-04) is mounted to aircraft strut

– Turbine exhaust (AMM 78-11-00)

- Exhaust nozzle (AMM 78-11-01) attaches to engine at 'T' flange
- Exhaust plug (AMM 78-11-01) attaches to engine at T1 flange



CT12069.19890500

NACELLE CONFIGURATION

Pratt & Whitney
FOR TRAINING PURPOSES ONLY

B4063
JAN 2001 L I

**ATA 72 - ENGINE
GENERAL**

GASPATH CONFIGURATION

AMM 72-00-00

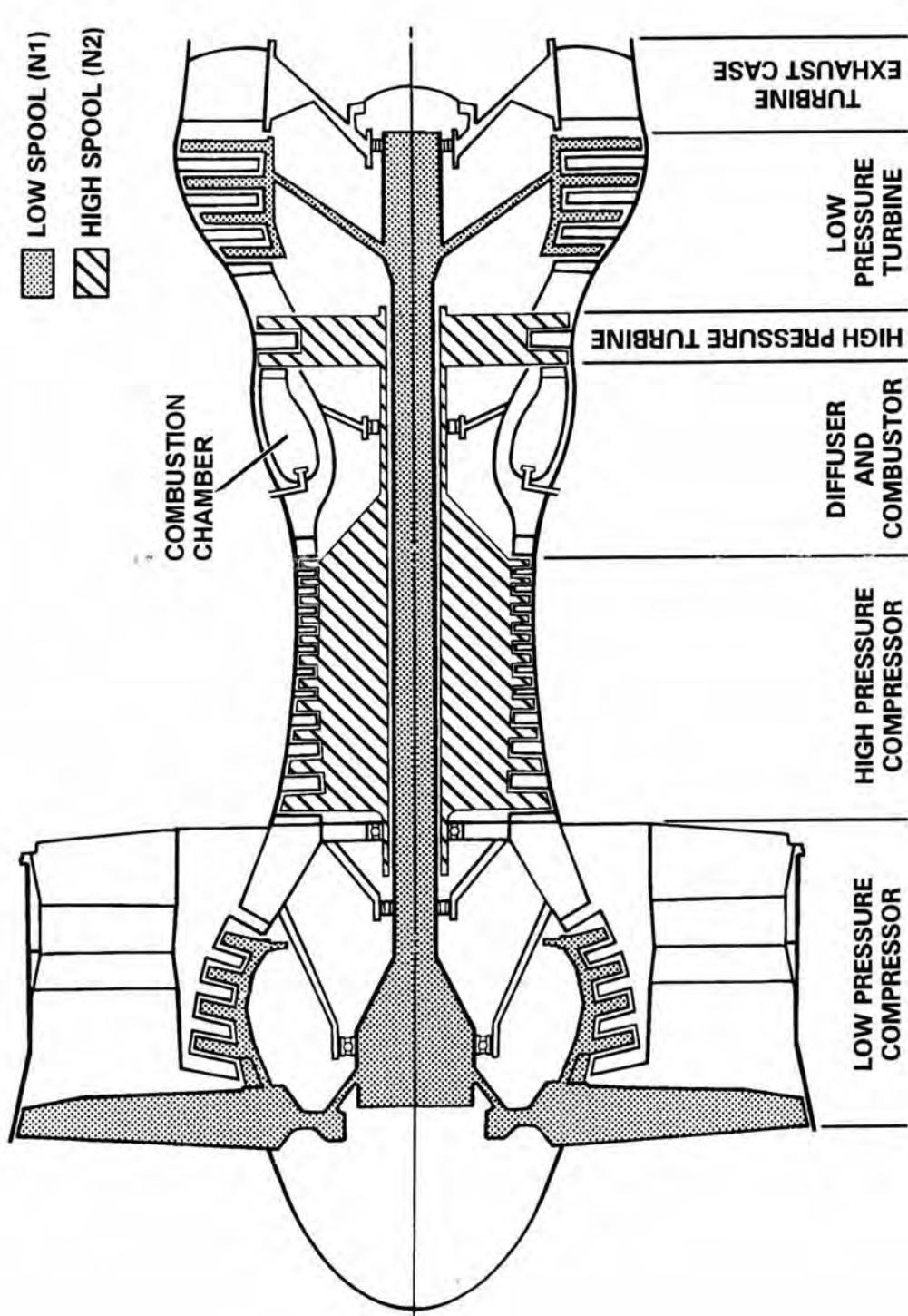
Purpose:

- The purpose of the gaspath is to supply:
 - The force needed to move the aircraft
 - Air at the correct temperature and pressure to heat and pressurize the aircraft
 - Accessory drives that power the electrical power generators
 - Accessory drives for hydraulic pumps that power aircraft flight control surfaces for landing gear

Description:

- The engine is a two spool axial flow turbofan engine of high compression and bypass ratio
- Components:
 - Low pressure compressor (LPC)
 - 5 stages
 - 1 fan stage
 - 4 primary stages
 - Driven by LPT

- High pressure compressor (HPC)
 - 11 stages
 - Driven by HPT
- Diffuser and combustor
 - Annular combustion chamber
- High pressure turbine (HPT)
 - 2 stages
 - Drives HPC
- Low pressure turbine (LPT)
 - 4 stages
 - Drives LPC
- Turbine exhaust case (TEC)
 - Exhaust gas temperature and pressure sensing probes (total of 4)
 - Rear engine mount



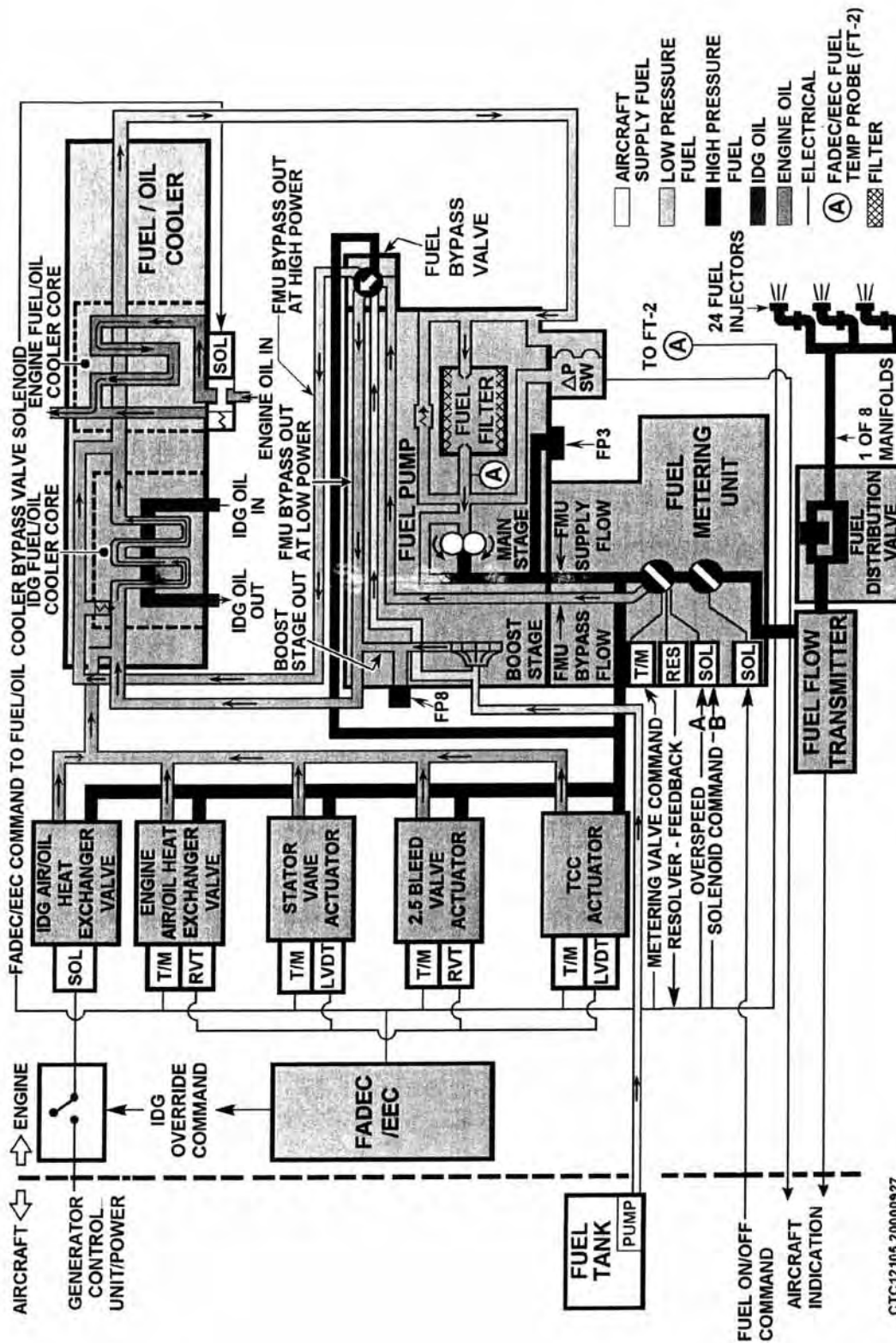
GASPATH CONFIGURATION

Pratt & Whitney
FOR TRAINING PURPOSES ONLY

B4063
JAN 2001 L I

AMM 72-00-00

72 p5



CTC:12105.20000927

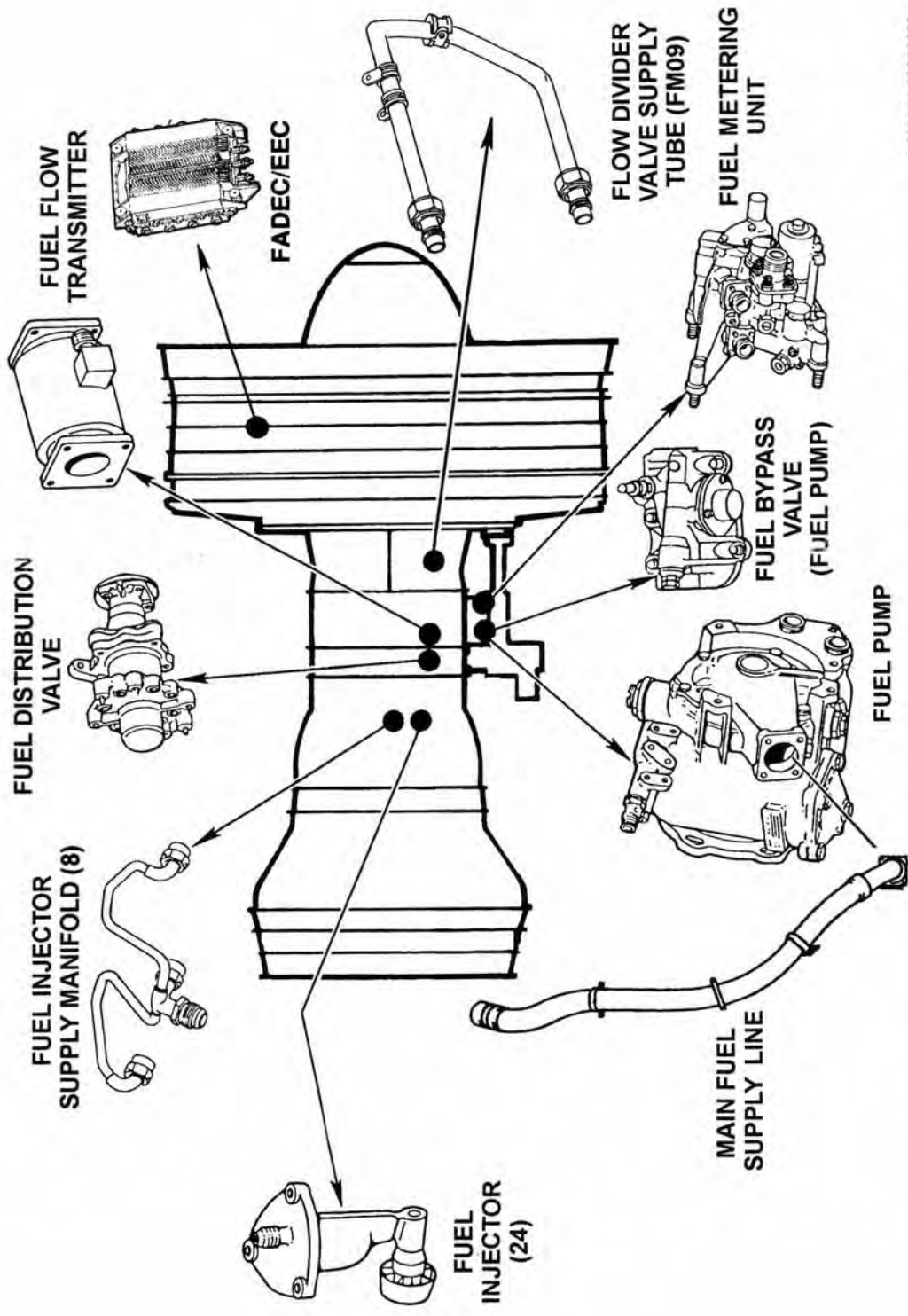
PW4000 (94 INCH) ENGINE FUEL AND CONTROL

Pratt & Whitney
FOR TRAINING PURPOSES ONLY

B4063
JAN 2001 L1

AMM 73-10-00

73 p17



CT1225A.20001120

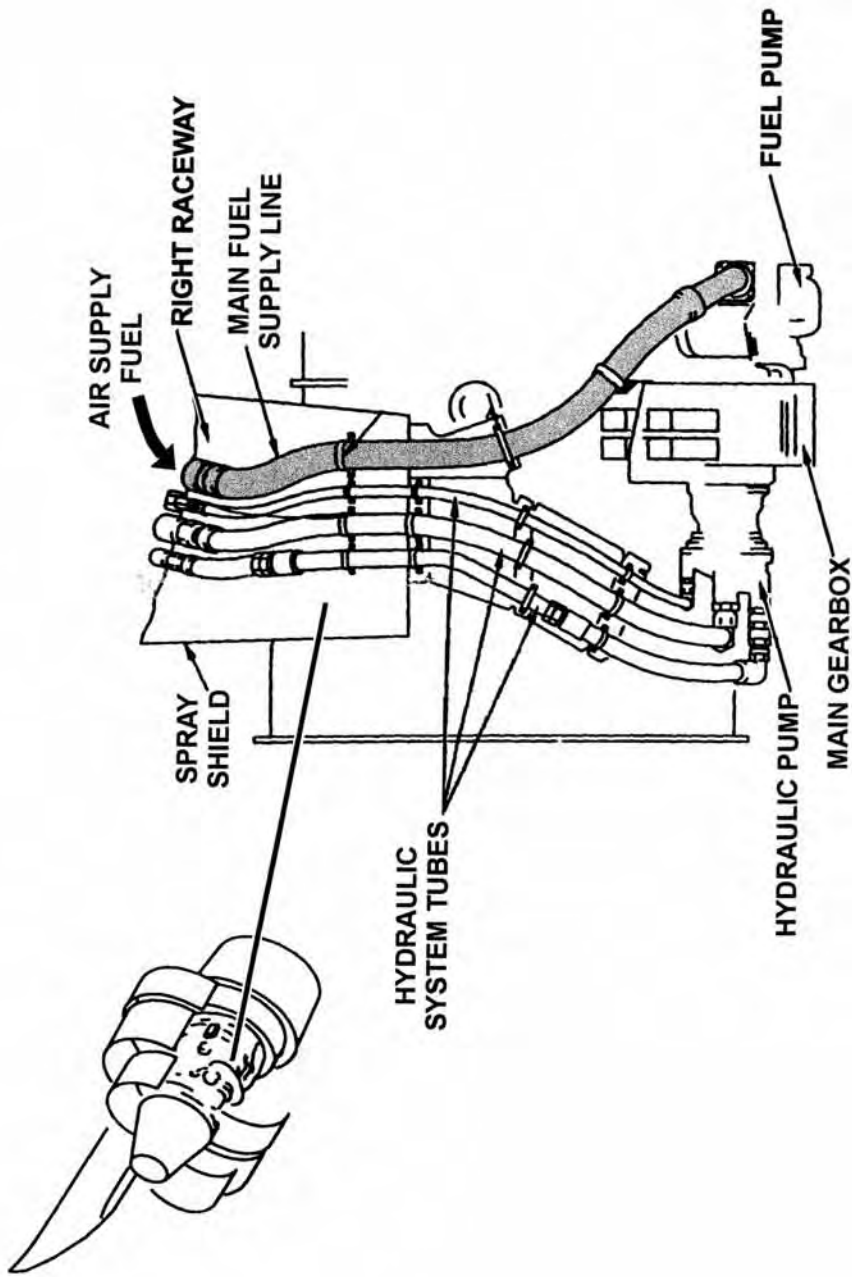
FUEL DISTRIBUTION SYSTEM COMPONENTS - RIGHT SIDE

Pratt & Whitney
FOR TRAINING PURPOSES ONLY

B4063
JAN 2001 L1

AMM 73-10-00

73 p19



CT30049.20001120



MAIN FUEL SUPPLY LINE

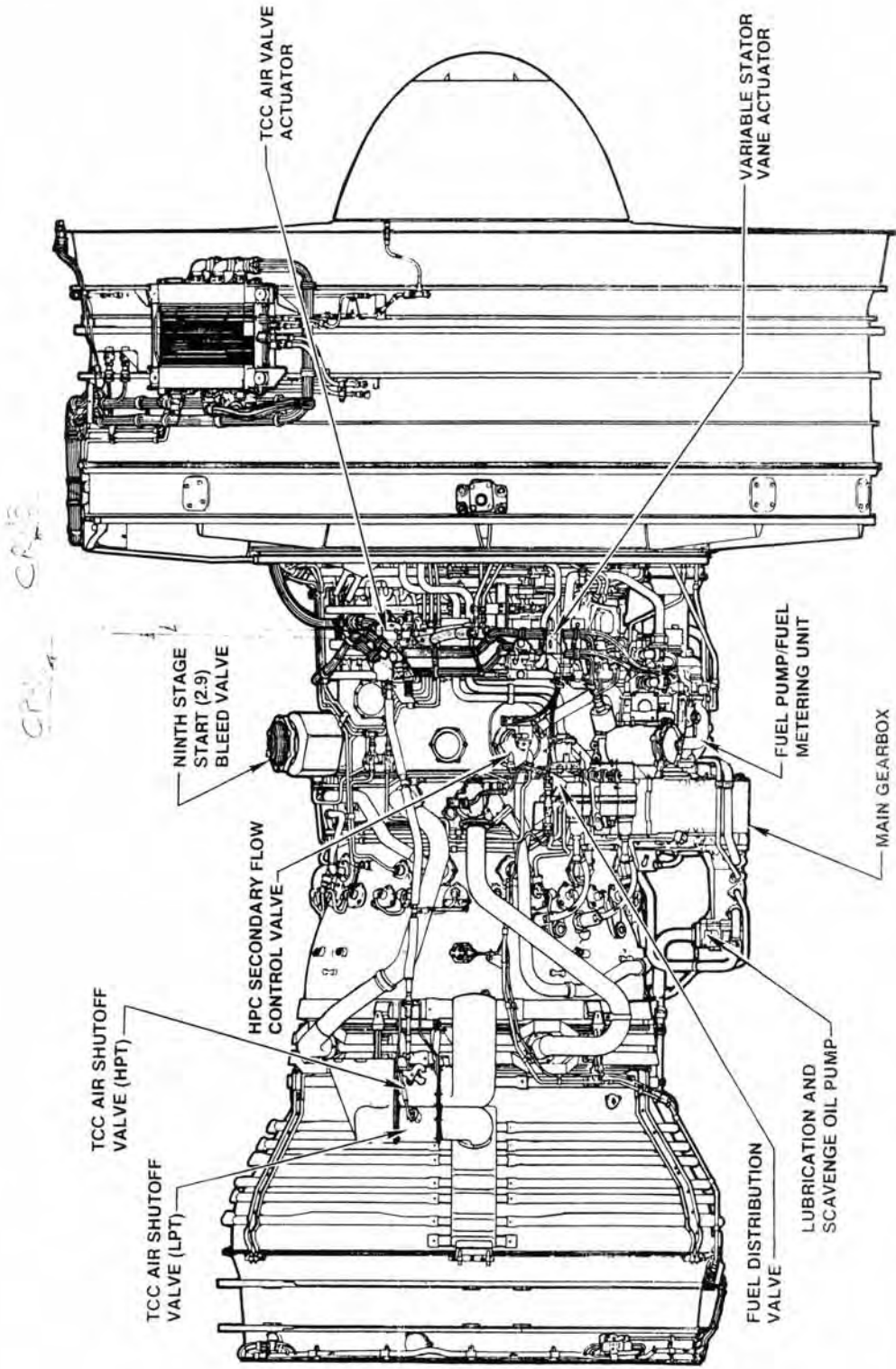
Pratt & Whitney

FOR TRAINING PURPOSES ONLY

B4063
JAN 2001 L III

AMM 73-11-08

73 p23

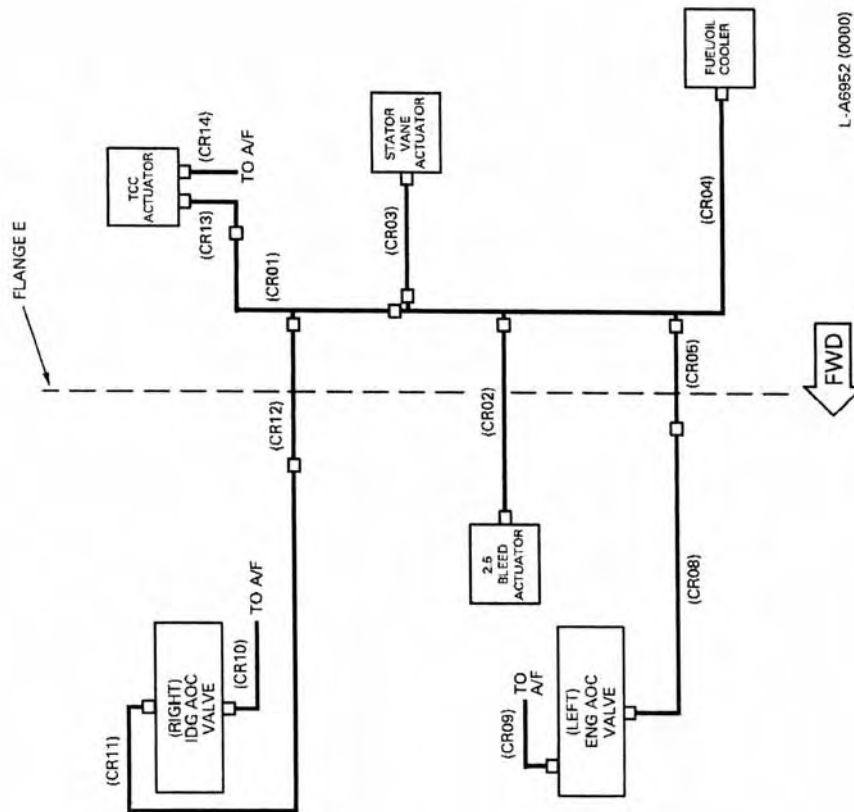


1302
1303

RIGHT SIDE EXTERNAL FEATURES - BOEING INSTALLATION

CT 1302

FOR TRAINING PURPOSES ONLY
EN WP/CT/1302/002000

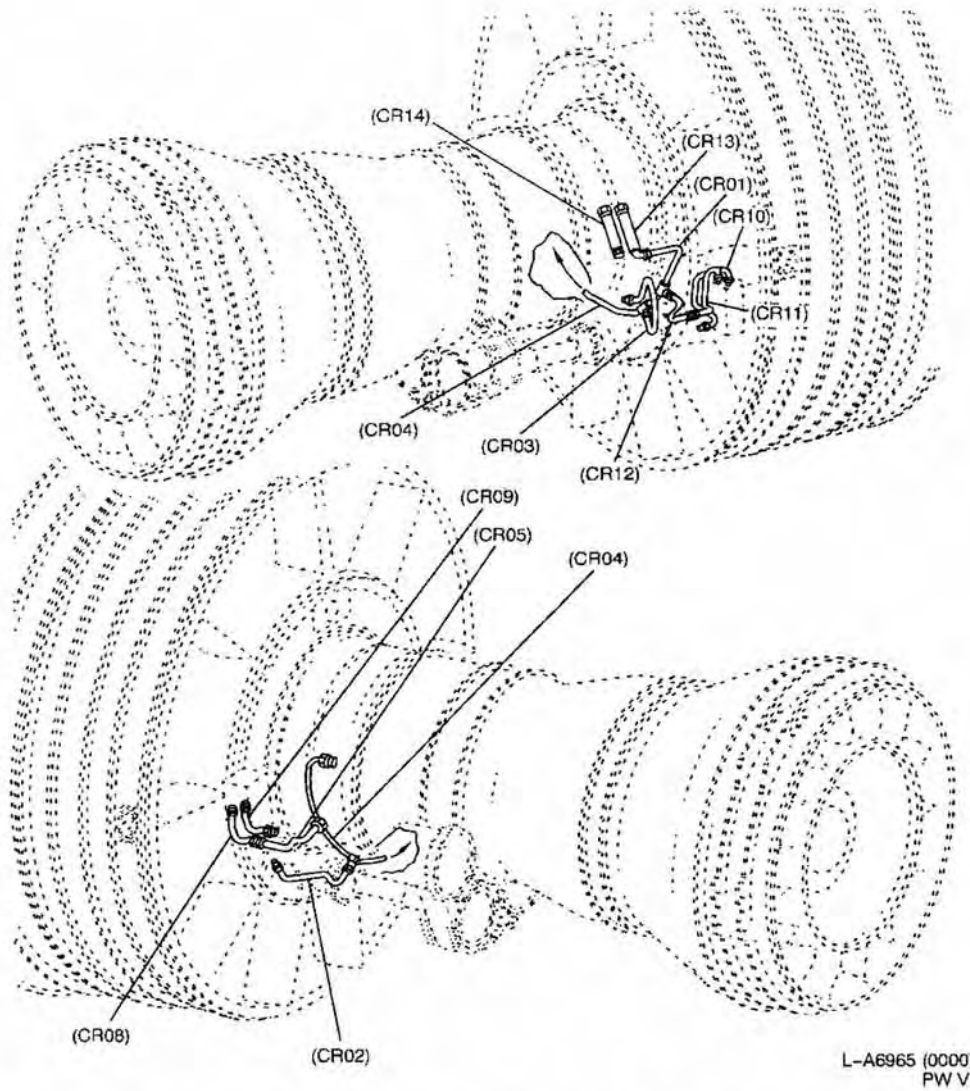


L-A6952 (0000)

Hydraulic Control Return System (CR) (Schematic)
 Figure 6 (Sheet 1)
 (Task 72-09-71-990-001)

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04
PW4052/62(-3) Engine Manual (PN 50A605)
ENGINE EXTERNAL TUBES

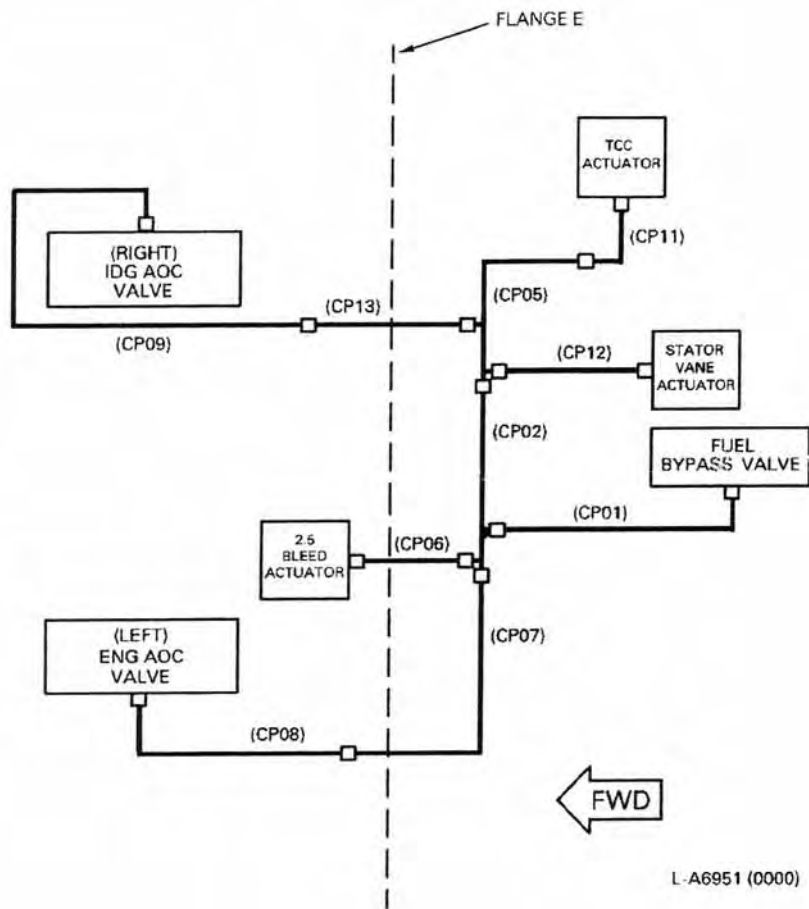
72-09-71 DESCRIPTION/OPERATION-00



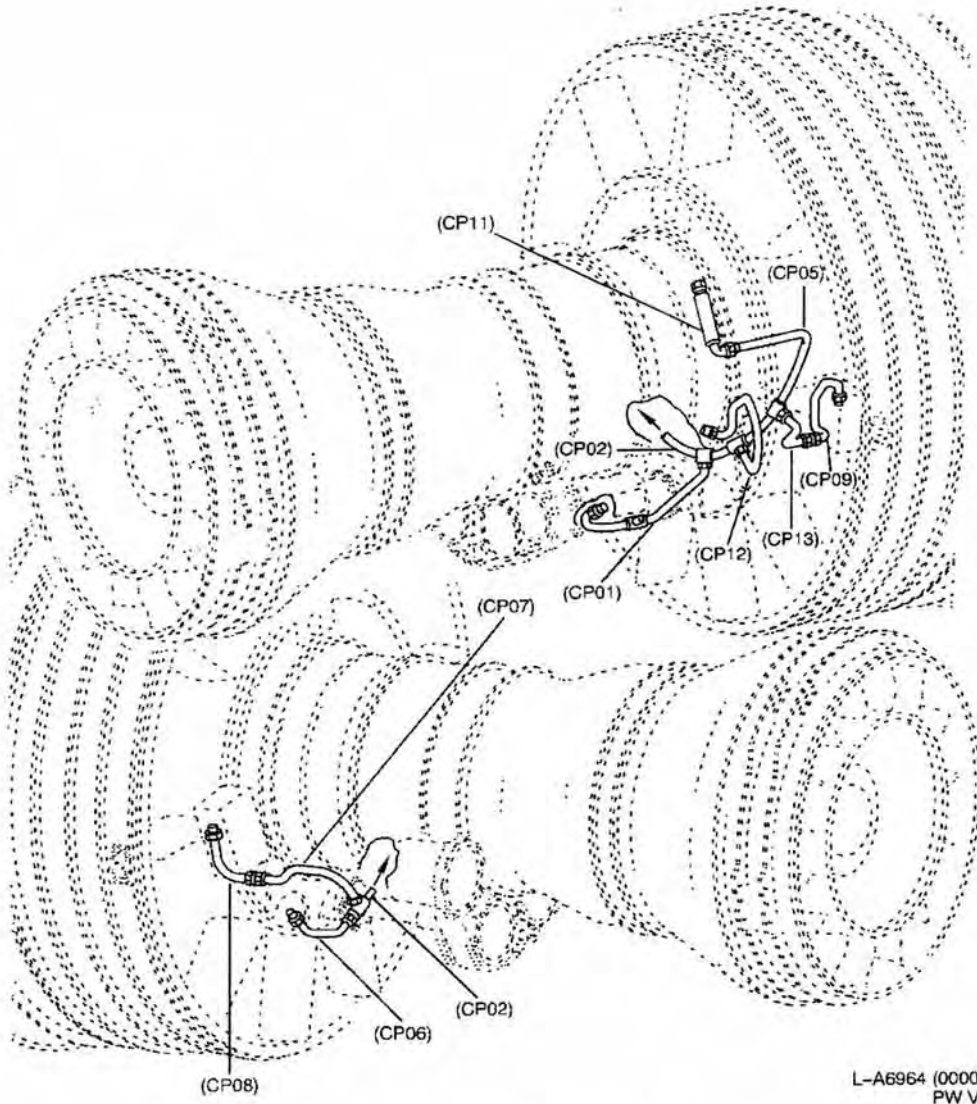
Hydraulic Control Return System (CR) (Tube Locations)
Figure 6 (Sheet 2)
(Task 72-09-71-990-001)

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04
 PW4052/62(-3) Engine Manual (PN 50A605)
 ENGINE EXTERNAL TUBES

72-09-71 DESCRIPTION/OPERATION-00



Hydraulic Control Pressure System (CP) (Schematic)
 Figure 5 (Sheet 1)
 (Task 72-09-71-990-001)



L-A6964 (0000)
PW V

Hydraulic Control Pressure System (CP) (Tube Locations)
Figure 5 (Sheet 2)
(Task 72-09-71-990-001)

Task 72-09-71-990-001:

1. Inspection/Check Part Number Index - Engine External Tubes

A. Inspection Functional Arrangement

- (1) Inspection/Check-01 through Inspection/Check-06 contain procedures for complete inspection of the external tubes. Inspection function and applicability for this part are shown in Table 801.

INSPECTION/CHECK NUMBER	INSPECTION/CHECK CATEGORY	INSPECTION/CHECK APPLICABILITY
-01	Preinspection Preparation	Not Applicable
-02	Non-destructive Inspection	Not Applicable
-03	Visual Inspection	Applicable
-04	Dimensional Inspection	Not Applicable
-05	Functional Check Inspection	Applicable
-06	Inspection Postrequisites	Not Applicable

Inspection Functional Arrangement
 Table 801

B. Inspection/Check Part Number Index

- (1) Table 802 is a listing of part numbers or general type of engine tubes and tube heat shields and the appropriate Inspection/Check numbers. Referenced service bulletins are listed for parts introduced or obtained by service bulletin incorporation.

PART NUMBER	INSPECTION/CHECK	SERVICE BULLETIN
All fuel hydraulic external tubes (CP) and (CR)	03, 05	None
All oil system external tubes (LB), (LD), (LP), (LR) and (LS)	03, 05	None
All fuel system external tubes (FM) and (FS)	03, 05	None
All air system external tubes RA, AC, AP and AS	03, 05	None

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04
PW4000(94"/100") CIR Manual (PN 51A357)

72-09-71 INSPECTION/CHECK-00

ENGINE EXTERNAL TUBES

PART NUMBER	INSPECTION/CHECK	SERVICE BULLETIN
All engine external tube heat shields	03	None
51U710 (LP10)	03, 05	None
51U718 (HS01)	03, 05	None
51U721 (FM13)	03, 05	None
51U780 (HS01)	03, 05	None
55T202 (FM13)	03, 05	None
56T308 (HS01)	03, 05	None
57T703 (LR04)	03, 05	None
59T347 (LP01)	03, 05	None
59T549 (LP04)	03, 05	None

NOTE: For fuel nozzle supply manifold assemblies and fuel nozzle supplytube assemblies, see 72-41-40 Inspection/Check-00 (Task 72-41-40-990-001) and 72-41-89 Inspection/Check-00 (Task 72-41-89-990-001).

Inspection/Check Part Number
Table 802

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04
 PW4000(94"/100") CIR Manual (PN 51A357)

72-09-71 INSPECTION/CHECK-03

ENGINE EXTERNAL TUBES

Task 72-09-71-200-003:

1. Visual Inspection (Fuel) Hydraulic External Tubes (CP) And (CR)

A. Prerequisites

- (1) See Inspection/Check-00 (Task 72-09-71-990-001) for prerequisites and part number applicability.

B. Equipment And Materials Necessary - None

C. Procedure

Subtask 72-09-71-220-051

- (1) Inspect tubes for nicks, chafing, scratches, and pitting. See Table 801.

Subtask 72-09-71-220-052

- (2) Inspect tubes for dents. See Table 801.

Subtask 72-09-71-220-053

- (3) Inspect tubes for corrosion (rust) and stain. See Table 801.

Subtask 72-09-71-780-051

- (4) If the tube has been removed for a suspected leak, do a pressure test by Inspection/Check-05 (Task 72-09-71-200-009).
- (5) If the tube has been repaired, pressure test the tube by the pressure test procedure specified in the repair.

Inspect	Serviceable Limits	Repairable Limits	Repair
Cracks	None permitted	Not repairable	
Corrosion and stains	Permitted if it can be removed by light polishing with crocus cloth.		
Nicks, scratches, chafing and pitting	0.002 Inch (0.051 mm) maximum depth permitted in all locations.		
Dents	No dents are permitted within 0.250 inch (6.350 mm) of the ferrules.		

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04
 PW4000(94"/100") CIR Manual (PN 51A357)

72-09-71 INSPECTION/CHECK-03

ENGINE EXTERNAL TUBES

Inspect	Serviceable Limits	Repairable Limits	Repair
Without sharp edges or corners	Dents are permitted if the tubing outside diameter is not decreased by more than 10 percent at each location.	Round bottom dents.	-05
With sharp edges or corners	None permitted		
Nicks, scratches, chafing, and/or pitting at non-sealing areas of ferrule, coupling and/or nut detail	0.002 inch (0.051 mm) maximum depth is permitted	Damage up to 0.008 inch (0.203 mm) maximum depth may be repaired.	-11

NOTE: The following lists repairs and their corresponding task numbers.
 Repair-05 (Task 72-09-71-300-006)
 Repair-11 (Task 72-09-71-300-012)

(Fuel) Hydraulic Tubes Visual Inspection
 Table 801

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04
PW4000(94"/100") CIR Manual (PN 51A357)

72-09-71 INSPECTION/CHECK-05

ENGINE EXTERNAL TUBES

Task 72-09-71-200-009:

1. Functional Inspection Of Hydraulic External Tubes (CP) And (CR)

A. General

- (1) Use this procedure if you suspect that the tube leaks.
- (2) Use this procedure if you have repaired the tube.

B. Prerequisites

- (1) See Inspection/Check-00 (Task 72-09-71-990-001) for prerequisites and part number applicability.

C. Equipment And Materials Required - None

D. Procedure

Subtask 72-09-71-780-055

- (1) Pressure test the hydraulic external tubes.

CAUTION: DO NOT USE AIR OR GAS FOR A PRESSURE TEST BECAUSE OF THE EXPLOSIVE NATURE AND THE POSSIBILITY OF FAILURE WHEN YOU PRESSURIZE WITH COMPRESSED AIR OR GAS.

- (a) Pressure test tubes (CP) and (CR) to the limits given in Table 801 and Table 802 by the procedures given in SPOP 400 (Task 70-42-03-310-008), Standard Practices Manual, PN 585005.
- (b) If tube leaks, replace it.

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04
PW4000(94"/100") CIR Manual (PN 51A357)

72-09-71 INSPECTION/CHECK-05

ENGINE EXTERNAL TUBES

Task 72-09-71-200-010:

2. Functional Inspection of Oil System External Tubes (LB), (LD), (LP), (LR) And (LS)

A. General

- (1) Use this procedure if you suspect that the tube leaks.
- (2) Use this procedure if you have repaired the tube.

B. Prerequisites

- (1) See Inspection/Check-00 (Task 72-09-71-990-001) for prerequisites and part number applicability.

C. Equipment And Materials Required - None

D. Procedure

Subtask 72-09-71-780-056

- (1) Pressure test oil system external tubes.

CAUTION: DO NOT USE AIR OR GAS FOR A PRESSURE TEST BECAUSE OF THE EXPLOSIVE NATURE AND THE POSSIBILITY OF FAILURE WHEN YOU PRESSURIZE WITH COMPRESSED AIR OR GAS.

- (a) Pressure test tubes (LB), (LD), (LP), (LR) and (LS) to the limits given in Table 801 and Table 802 by the procedures given in SPOP 400 (Task 70-42-03-310-008), Standard Practices Manual, PN 585005.
- (b) If tube leaks, replace it.

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04
PW4000(94"/100") CIR Manual (PN 51A357)

72-09-71 INSPECTION/CHECK-05

ENGINE EXTERNAL TUBES

Task 72-09-71-200-011:

3. Functional Inspection of Fuel System External Tubes (FM) And (FS)

A. General

- (1) Use this procedure if you suspect that the tube leaks.
- (2) Use this procedure if you have repaired the tube.

B. Prerequisites

- (1) See Inspection/Check-00 (Task 72-09-71-990-001) for prerequisites and part number applicability.

C. Equipment And Materials Required - None

D. Procedure

Subtask 72-09-71-780-058

- (1) Pressure test the hydraulic external tubes.

CAUTION: DO NOT USE AIR OR GAS FOR A PRESSURE TEST BECAUSE OF THE EXPLOSIVE NATURE AND THE POSSIBILITY OF FAILURE WHEN YOU PRESSURIZE WITH COMPRESSED AIR OR GAS.

- (a) Pressure test tubes (FM) and (FS) to the limits given in Table 801 and Table 802 by the procedures given in SPOP 400 (Task 70-42-03-310-008), Standard Practices Manual, PN 585005.
- (b) If tube leaks, replace.

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04
PW4000(94"/100") CIR Manual (PN 51A357)

72-09-71 INSPECTION/CHECK-05

ENGINE EXTERNAL TUBES

Task 72-09-71-200-012:

4. Functional Inspection of Air System External Tubes (AA), (AC), (AP) And (AS)

A. General

- (1) Use this procedure if you suspect that the tube leaks.
- (2) Use this procedure if you have repaired the tube.

B. Prerequisites

- (1) See Inspection/Check-00 (Task 72-09-71-990-001) for prerequisites and part number applicability.

C. Equipment And Materials Required - None

D. Procedures

Subtask 72-09-71-780-057

- (1) Pressure test air system external tubes.

CAUTION: DO NOT USE AIR OR GAS FOR A PRESSURE TEST BECAUSE OF THE EXPLOSIVE NATURE AND THE POSSIBILITY OF FAILURE WHEN YOU PRESSURIZE WITH COMPRESSED AIR OR GAS.

- (a) Pressure test tubes (AA), (AC), (AP) and (AS) to the limits given in Table 801 and Table 802 by the procedures given in SPOP 400 (Task 70-42-03-310-008), Standard Practices Manual, PN 585005.
- (b) If tube leaks, replace.

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04
 PW4000(94"/100") CIR Manual (PN 51A357)

72-09-71 INSPECTION/CHECK-05

ENGINE EXTERNAL TUBES

Task 72-09-71-200-015:

5. Functional Inspection Of Flexible External Hoses

A. General

- (1) Use this procedure if you suspect that the flexible hose leaks.
- (2) No pressure test or heat repair is permitted on flexible hoses.

B. Prerequisites

- (1) See Inspection/Check-00 (Task 72-09-71-990-001) for prerequisites and part number applicability.

C. Equipment And Materials Required - None

D. Procedures

Subtask 72-09-71-780-059

- (1) Pressure test external flexible hoses.

CAUTION: DO NOT USE AIR OR GAS FOR A PRESSURE TEST BECAUSE OF THE EXPLOSIVE NATURE AND THE POSSIBILITY OF FAILURE WHEN YOU PRESSURIZE WITH COMPRESSED AIR OR GAS.

- (a) Pressure test the flexible hoses to the flexible hose limits given in Table 801 and Table 802 by the procedures given in SPOP 424 (Task 70-00-00-280-014), Standard Practices Manual, PN 585005.
- (b) If hose leaks, replace.

Tube System Nomen.	Tube System Symbol	Special Data Applications	Engine External Tube Nomen. Ref: Inspection/Check-00 (Task 72-09-71-990-001)	Tubes And Manifolds Pressure Test Nomen. Ref: Standard Practices Manual,PN 585005, SPOP 400 (Task 70-42-03-310-008)
Air actuation	AA	None	Air system external tubes	Air tubes
Air cooling	AC	TCC manifolds are not to be pressure tested.	Air system external tubes	Air tubes
Air pressurizing	AP	None	Air system external tubes	Air tubes
Air sense	AS	None	Air system external tubes	Air tubes

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04
 PW4000(94"/100") CIR Manual (PN 51A357)

72-09-71 INSPECTION/CHECK-05

ENGINE EXTERNAL TUBES

Tube System Nomen.	Tube System Symbol	Special Data Applications	Engine External Tube Nomen. Ref: Inspection/Check-00 (Task 72-09-71-990-001)	Tubes And Manifolds Pressure Test Nomen. Ref: Standard Practices Manual,PN 585005, SPOP 400 (Task 70-42-03-310-008)
Hydraulic control pressure	CP	None	Hydraulic external tubes	Pressurized fuel tubes
Hydraulic control return	CR	None	Hydraulic external tubes	Pressurized fuel tubes
Main fuel supply	FM	For the fuel nozzle supply tubes refer to Inspection/Check-00 (Task 72- 41-89-990-001).	Fuel system external tubes	Pressurized fuel tubes
Fuel supply to injector	FS	For the fuel nozzle supply manifolds refer to Inspection/Check-00 (Task 72- 41-40-990-001).	None	None
Lubrication pressure	LP	None	Oil system external tubes	Oil pressure and scavenge tubes
Lubrication return scavenge	LR	None	Oil system external tubes	Oil pressure and scavenge tubes
IDG lubrication	LS	None	Oil system external tubes	Oil pressure and scavenge tubes
Lubrication drain	LD	Pressurize tube between two drain ports	Oil system external tubes	Drain tubes
Lubrication breather	LB	None	Oil system external tubes	Breather tubes
Drain tubes	DR	Fuel and oil separator drain tubes	Hydraulic external tubes	Drain tubes

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04
 PW4000(94"/100") CIR Manual (PN 51A357)

72-09-71 INSPECTION/CHECK-05

ENGINE EXTERNAL TUBES

Tube System Nomen.	Tube System Symbol	Special Data Applications	Engine External Tube Nomen. Ref: Inspection/Check-00 (Task 72-09-71-990-001)	Tubes And Manifolds Pressure Test Nomen. Ref: Standard Practices Manual,PN 585005, SPOP 400 (Task 70-42-03-310-008)
--------------------	--------------------	---------------------------	--	---

Engine Tube Nomenclature
 Table 801

Tube System Symbol(s)	Test Pressure (psi) At Inspection		Test Pressure (psi) After Heat Repair	
	Tube	Flexible Hose	Tube	Flexible Hose
AA, AC, AP, AS	350 psi (2413.2 kPa)	*200 psi (1379.0 kPa)	350 psi (2413.2 kPa)	See the Note
CP, CR, FM, FS	200 psi (1379.0 kPa)	*200 psi (1379.0 kPa)	Less than 0.75 inch (19.050 mm) in diameter, test at 1500 psi (10342.1 kPa). From 0.75 - 2.00 inch (19. - 51. mm) in diameter, test at 500 psi (3447.4 kPa). More that 2.00 inch (50.800 mm) in diameter test at 200 psi (1379.0 kPa).	See the Note
LP, LR, LS	200 psi (1379.0 kPa)	*200 psi (1379.0 kPa)	500 psi (3447.4 kPa)	See the Note
DR	No test necessary	None	No test necessary	None
LB, LD	100 psi 689.5 kPa	*200 psi 1379.0 kPa	100 psi 689.5 kPa	See the Note

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04
 PW4000(94"/100") CIR Manual (PN 51A357)

72-09-71 INSPECTION/CHECK-05

ENGINE EXTERNAL TUBES

Tube System Symbol(s)	Test Pressure (psi) At Inspection		Test Pressure (psi) After Heat Repair	
	Tube	Flexible Hose	Tube	Flexible Hose

NOTE: *Do the pressure test procedure given in SPOP 424 (Task 72-00-00-280-014), Standard Practices Manual, PN 585005 for the flexible hose inspection pressure test.

NOTE: No pressure test or heat repair is permitted for flexible hoses.

Engine Tube Test Pressures
 Table 802

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04
 PW4000(94"/100") CIR Manual (PN 51A357)

72-09-71 INSPECTION/CHECK-03

ENGINE EXTERNAL TUBES

Task 72-09-71-200-014:

6. Examine The Stratoflex Slip-On Fire Sleeve Hoses - Engine External Tubes

A. Prerequisites

- (1) See Inspection/Check-00 (Task 72-09-71-990-001) for prerequisites and part number applicability.

B. Equipment And Materials Necessary - None

C. Procedure

Subtask 72-09-71-220-068

- (1) Examine the fire sleeve for gouges, cuts, tears, flaps and slits. See Table 806.
- (2) Examine the fire sleeve for cracks and heat blisters. See Table 806.
- (3) Examine the hose assembly for leaks, corrosion, stains, tube restriction, wire braid damage and exposure to fire or excessive heat. See Table 806.
- (4) If the hose assembly has been removed for a suspected leak, do a pressure test by Inspection/Check-05 (Task 72-09-71-200-011).
- (5) If the hose has been repaired, pressure test the hose by the pressure test procedure specified in the repair.

Inspect	Serviceable Limits	Repairable Limits	Repair
Cracks that are not in the fire sleeve	None permitted	Not repairable	
Fire sleeve cracks and heat blisters	None permitted	Repair the sleeve.	-27
Fitting corrosion and stains	Stains can be removed by light polishing with crocus cloth.		
Hose segment wire braid for corrosion and stains	None permitted	Not repairable	
Leaks	None permitted		
Hose restrictions for collapse, kinking and dents	None permitted	Not repairable	

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04
 PW4000(94"/100") CIR Manual (PN 51A357)

72-09-71 INSPECTION/CHECK-03

ENGINE EXTERNAL TUBES

Inspect	Serviceable Limits	Repairable Limits	Repair
Hose segments for wire braid damage	One or no broken wires if the hose is 12.000 inches (304.800 mm) or less in length. One or no broken wires for each lineal foot if the hose is longer than 12.000 inches (304.800 mm) in length.	Not repairable	
Exposure to fire or excessive heat evidence by wire or fitting discoloration, pitting and distortion	None permitted	Not repairable	
Exposed hose segment steel wire braid	Wire braid not damaged.	Repair the fire shield.	-27
White fiberglass braid contamination by engine fluids or any other fluid	None permitted	Repair the fire shield.	-27
Disruption to the white fiberglass braid	None permitted	Repair the fire shield.	-27
Minor outer layer for: Gouge damage	0.030 inch (0.762 mm) maximum depth and 1.000 sq-in (645. sq-mm) maximum area and does not disrupt the white fiberglass braid.	Repair the fire shield.	-13, -27

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04
 PW4000(94"/100") CIR Manual (PN 51A357)

72-09-71 INSPECTION/CHECK-03

ENGINE EXTERNAL TUBES

Inspect	Serviceable Limits	Repairable Limits	Repair
Cut or tear damage	0.500 inch by 0.500 inch maximum and does not disrupt the white fiberglass braid.	Repair the fire shield.	-13, -27
Flap damage	Three sides maximum and 1.000 inches (25.400 mm) maximum for each side and does not disrupt the white fiberglass braid.	Repair the fire shield.	-13, -27
Slit damage	3.000 inches (76.200 mm) maximum axially or 0.250 inch (6.350 mm) maximum perpendicular to hose axis and does not disrupt the white fiberglass braid.		-13, -27

NOTE: The list that follows gives the applicable repairs and task numbers:

Repair-13 (Task 72-09-71-300-014-001)

Repair-13 (Task 72-09-71-300-014-002)

Repair-27 (Task 72-09-71-300-027)

Stratoflex Slip-On Fire Sleeve Hoses Visual Inspection
 Table 806

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04

Service Bulletin NO. PW4ENG 72-746

ENGINE - HOSE (CP11) AND (CR13), HOSE AND TUBE (LP03), REPLACEMENT OF TO IMPROVE DURABILITY

NO. PW4ENG 72-746

ENGINE - HOSE (CP11) AND (CR13), HOSE AND TUBE (LP03), REPLACEMENT OF TO IMPROVE DURABILITY

MODEL APPLICATION

PW4052, PW4052(-3), PW4056, PW4056(-3), PW4060, PW4060(-3), PW4062(-3), PW4152, PW4152(-3), PW4156A, PW4156A(-3), PW4158, PW4158(-3), PW4460, PW4460(-3), PW4462, PW4462(-3)

BULLETIN ISSUE SEQUENCE

PW4000 Series 72-746

BULLETIN INDEX LOCATOR

72-00-00

Compliance Category

3

Industry Support Program

No. 01310

P&W Internal Reference No.

BA/MJS 97KB371, -5, 00KA143, -1

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04

Service Bulletin NO. PW4ENG 72-746

ENGINE - HOSE (CP11) AND (CR13), HOSE AND TUBE (LP03), REPLACEMENT OF TO IMPROVE DURABILITY

Summary

An investigation for other engine models into the manufacturing process of flexhoses from a specific supplier revealed that the process was capable of introducing corrosion into the wirebraid of certain hoses. In time, the corrosion has the potential of weakening the flexhoses which could lead to flexhose fracture or rupture. Subsequent investigation revealed corrosion within a given population of flexhoses. As a result, corrective action via new manufacturing processes were implemented at the supplier. New part numbers were assigned that segregated flexhoses made per the new manufacturing process from the old manufacturing process. Analysis has identified that specific part number flexhoses are at risk for fracture or rupture. The purpose of this Service Bulletin is to identify those flexhoses and provide specific retrofit recommendations for the part numbers listed.

NOTE: All new replacement parts listed in this Service Bulletin have been previously released by Reference 18., Service Bulletin No. PW4ENG 72-670 and Reference 20., Spare Parts Notice P3170.

Planning Information

Effectivity Data

Engine Models Applicable

PW4052	Engine Serial # P723701 Thru P723706
PW4056	Engine Serial # P724201 Thru P724208
PW4056	Engine Serial # P717501 Thru P717700
PW4056	Engine Serial # P724301 Thru P724500
PW4056	Engine Serial # P724502 Thru P724504
PW4056	Engine Serial # P724506
PW4056	Engine Serial # P724507
PW4060	Engine Serial # P724101 Thru P724200
PW4060	Engine Serial # P724501
PW4060	Engine Serial # P724505
PW4060	Engine Serial # P724506
PW4060	Engine Serial # P724507

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04

Service Bulletin NO. PW4ENG 72-746

ENGINE - HOSE (CP11) AND (CR13), HOSE AND TUBE (LP03), REPLACEMENT OF TO IMPROVE DURABILITY

PW4060, PW4060(-3) PW4062(-3)
Engine Serial # P724601 Thru P724751

PW4052(-3), PW4056, PW4056(-3), PW4060, PW4060(-3), PW4062(-3)
Engine Serial # P727301 Thru P728000

PW4052(-3), PW4056, PW4056(-3), PW4060, PW4060(-3), PW4062(-3)
Engine Serial # P729001 Thru P729016*

PW4152
Engine Serial # P717701 Thru P717800

PW4152, PW4152(-3)
Engine Serial # P724901 Thru P724944*

PW4156A, PW4156A(-3)
Engine Serial # P724551 Thru P724578*

PW4158
Engine Serial # P717201 Thru P717205

PW4158
Engine Serial # P724001 Thru P724100

PW4158, PW4158(-3)
Engine Serial # P724801 Thru P724900

PW4158, PW4158(-3)
Engine Serial # P728501 Thru P728565*

PW4460
Engine Serial # P723801 Thru P723969

PW4462, PW4462(-3)
Engine Serial # P733701 Thru P733721

PW4460(-3), PW4462(-3)
Engine Serial # P733726 Thru P733840*

* This estimate of engine serial numbers will be revised, if necessary, when parts are installed in engines at Pratt & Whitney.

NOTE: The engine serial number effectivity data and its related engine model identification contained in this Service Bulletin are taken from the records of part(s) incorporation during initial manufacture.

After initial engine manufacture, but before final delivery, P&W may change part(s) in the engine or change the model identification of the engine. Such action is recorded on FAA337 forms.

To find Service Bulletin PW4ENG 72-746 models that are applicable, the owner/operator of the engine must compare the Service Bulletin List supplied with the engine as sent from P&W and the List of Changes incorporated at the Airframer from FAA337 forms to the Service Bulletin PW4ENG 72-746 Effectivity section.

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04
Service Bulletin NO. PW4ENG 72-746

ENGINE - HOSE (CP11) AND (CR13), HOSE AND TUBE (LP03), REPLACEMENT OF TO IMPROVE DURABILITY

This Service Bulletin also applies to engines converted to Phase III (-3) configuration by Service Bulletin No. PW4ENG 72-490, No. PW4ENG 72-504, or No. PW4ENG 72-572.

This Service Bulletin (SB) also applies to engines identified with a suffix as follows:

- (-3A) configuration introduced by SB No. PW4ENG 73-150.
- (-3B) configuration introduced by SB No. PW4ENG 72-512.
- (-1C) configuration introduced by SB No. PW4ENG 72-499 or No. PW4ENG 72-520.
- (-1E) configuration introduced by SB No. PW4ENG 72-521.
- (-1C/-1E) configuration introduced by SB No. PW4ENG 72-516.

Concurrent Requirements

There are no concurrent requirements.

Reason

1. Problem: An investigation revealed that the manufacturing process of flexhoses for other engine models was capable of initiating corrosion of the wirebraid of certain hoses. The corrosion has the potential to weaken the flexhoses and lead to flexhose fracture or rupture. Subsequent investigation revealed corrosion susceptibility within a given population of flexhoses. Specific part number flexhoses have been identified as having a risk for fracture or rupture.
2. Cause: The investigation into the vendor's manufacturing process of flexhoses uncovered an area of concern. The soapy water solution used as a lubricant could initiate corrosion of the wirebraid.
3. Solution: Supply new flexhoses that have been made to a revised process that eliminated the use of soapy water solution and implemented other manufacturing process improvements at the supplier. The new flexhoses made to the new manufacturing process are more durable than the older flexhoses made to the old manufacturing process. The flexhoses made to the new manufacturing process are identified with new part numbers.

Description

Inspect and replace as necessary Hose (CP11) and (CR13) and Hose & Tube (LP03).

Compliance

Category 3

Do by December 31, 2006.

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04

Service Bulletin NO. PW4ENG 72-746

ENGINE - HOSE (CP11) AND (CR13), HOSE AND TUBE (LP03), REPLACEMENT OF TO IMPROVE DURABILITY

Approval Data

The part number changes and/or part changes specified in the Accomplishment Instructions and Material Information sections of this Service Bulletin agree with the applicable Federal Aviation Regulations and are FAA-Approved for the engine model(s) given.

Manpower

The estimate of man-hours of labor directly necessary to do the intent of this Service Bulletin are as follows:

1. Necessary to Make an Inspection.....	0.3	
2. Necessary to Replace PN 57T244.....	0.6	
3. Necessary to Replace PN 57T245.....	0.6	
4. Necessary to Replace PN 52T999or PN 53T010 or PN 59T178.....		1.0

Weight Data

No Change.

Electrical Load Data

Not Applicable.

Software Accomplishment Summary

Not Applicable.

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04

Service Bulletin NO. PW4ENG 72-746

ENGINE - HOSE (CP11) AND (CR13), HOSE AND TUBE (LP03), REPLACEMENT OF TO IMPROVE DURABILITY

References

1. Turbojet Engine Standard Practices Manual, Part No. 585005.
2. PW4052, PW4052(-3), PW4056, PW4056(-3), PW4060, PW4060(-3), PW4060A, PW4060A(-3), PW4060C, PW4062(-3) Turbofan Engines, Illustrated Parts Catalog, Part No. 50A607.
3. PW4152, PW4152(-3), PW4156A, PW4156A(-3), PW4158, PW4158(-3) Turbofan Engines, Illustrated Parts Catalog, Part No. 50A445.
4. PW4460, PW4460(-3), PW4462, PW4462(-3) Turbofan Engines, Illustrated Parts Catalog, Part No. 50A824.
5. PW4052, PW4052(-3), PW4056, PW4056(-3), PW4060, PW4060(-3), PW4060A, PW4060A(-3), PW4060C, PW4060C(-3), PW4062, Turbofan Engines, Engine Manual, Part No. 50A605.
6. PW4152, PW4152(-3), PW4156A, PW4156A(-3), PW4158, PW4158(-3) Turbofan Engines, Engine Manual, Part No. 50A443.
7. PW4460, PW4460(-3), PW4462, PW4462(-3) Turbofan Engines, Engine Manual, Part No. 50A822.
8. PW4000 Series 94 Inch And 100 Inch Turbofan Engines, Engine Cleaning, Inspection And Repair (CIR) Manual, Part No. 51A357.
9. Service Bulletin No. PW4ENG 72-490; Engine - Conversion Of A PW4460 To A PW4460(-3) Or PW4462(-3). Issue Sequence 72-490, PW4000 Series.
10. Service Bulletin No. PW4ENG 72-499; Engine - Blade Set, First Stage LPC - Allow Installation Of The FB2C First Stage LPC Blade Sets In Non-Phase 3 Engines To Create The (-1C) Engine Configuration. Issue Sequence 72-499, PW4000 Series.
11. Service Bulletin No. PW4ENG 72-504; Engine - Conversion Of A PW4052, PW4056, PW4060, To A PW4052(-3), PW4056(-3), Or PW4060(-3). Issue Sequence 72-504, PW4000 Series.
12. Service Bulletin No. PW4ENG 72-512; Engine - Blade Set, First Stage LPC - Allow Installation Of The FB2B First Stage LPC Blade Sets In Phase 3 Engines To Create The (-3B) Engine Configuration. Issue Sequence 72-512, PW4000 Series.
13. Service Bulletin No. PW4ENG 72-516; Engine - Blade Set, First Stage LPC - Allow Installation Of The FB2C First Stage LPC Blade Sets In Pre-Phase 3 Engines To Create The (-1C/-1E) Engine Configuration. Issue Sequence 72-516, PW4000 Series.
14. Service Bulletin No. PW4ENG 72-520; Engine - Blade Set, First Stage LPC - Allow The FB2C First Stage LPC Blade Sets In Non-Phase 3 Engines To Create The (-1C) Engine Configuration (Installation Of Phase 3 Blades In Pre-Phase 3 Engine/Nacelle). Issue Sequence 72-520, PW4000 Series.
15. Service Bulletin No. PW4ENG 72-521; Engine - Blade Set, First Stage LPC - Allow The FB2C First Stage LPC Blade Sets In Non-Phase 3 Engines To Create The (-1E) Engine Configuration (Installation Of Phase 3 Blades In Pre-Phase 3 Engine/ Phase 3 Nacelle). Issue Sequence 72-521, PW4000 Series.
16. Service Bulletin No. PW4ENG 72-572; Engine - Conversion Of A PW4152, PW4156A, PW4158 Engine To A PW4152(-3), PW4156A(-3), Or PW4158(-3) Engine. Issue Sequence 72-572, PW4000 Series.
17. Service Bulletin No. PW4ENG 73-150; Engine Fuel And Control - Plug, EEC Programming - Installation Of To Create The (-3A) Engine Configuration. Issue Sequence 73-150, PW4000 Series.
18. Service Bulletin No. PW4ENG 72-670; Engine - Hose & Tube Assemblies, Fuel Oil Cooler Outlet FM11, Air Oil Cooler Outlet LP03, And Main Oil Filter LP01 - Replacement To Improve Durability. Issue Sequence 72-670, PW4000 Series.

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04

Service Bulletin NO. PW4ENG 72-746

ENGINE - HOSE (CP11) AND (CR13), HOSE AND TUBE (LP03), REPLACEMENT OF TO IMPROVE DURABILITY

20. Spare Parts Notice No. P3042; Consolidation Of Various Flexhose Part Numbers To Provide Part Consistency.
21. Spare Parts Notice No. P3170; Introduction Of Replacement Hoses And Hose & Tube Assemblies.

NOTE: References 18., 19., 20 and 21. are shown to help find configurations in relation to this bulletin.

NOTE: References 9. thru 17. are shown to help find non-production configurations that may incorporate this bulletin.

Publications Changed

See the Material Information Part Number Instruction-Disposition codes for cleaning, inspection and repair compatibility between the new and old part number(s).

PW4052, PW4052(-3), PW4056, PW4056(-3), PW4060, PW4060(-3), PW4060A, PW4060A(-3), PW4060C, PW4062(-3) Turbofan Engines, Illustrated Parts Catalog, Part No. 50A607.

75-32-00, Figure 2

79-21-00, Figure 8

PW4152, PW4152(-3), PW4156A, PW4156A(-3), PW4158, PW4158(-3) Turbofan Engines, Illustrated Parts Catalog, Part No. 50A445.

75-32-00, Figure 2

79-21-00, Figure 8

PW4460, PW4460(-3), PW4462, PW4462(-3) Turbofan Engines, Illustrated Parts Catalog, Part No. 50A824.

75-32-00, Figure 2

79-21-00, Figure 8

Interchangeability

Old and new parts are directly interchangeable.

Information in the Appendix

Alternate Accomplishment Instructions (No)

Progression Charts (Yes)

Added Data (No)

Revision to Table of Limits (No)

Inspection Procedures No

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04

Service Bulletin NO. PW4ENG 72-746

ENGINE - HOSE (CP11) AND (CR13), HOSE AND TUBE (LP03), REPLACEMENT OF TO IMPROVE DURABILITY

Material InformationMaterial - Cost and Availability

1. The estimated price of new material to do this Service Bulletin using new replacement parts is \$ 1,922.50 .
2. There is no kit provided to do this Service Bulletin.
3. Part availability information is provided in material data Instructions-Disposition.

Industry Support Program 01310

Program support data is given by Warranty as follows:

1. Material Allowance:

A 50% parts credit will be issued for each new eligible flexhose purchased from Pratt & Whitney and installed in eligible engine serial numbers provided in the effectivity listing of this Service Bulletin. Only one each part number hose per eligible engine will be eligible for these Program benefits. Credit will be based upon the Pratt & Whitney catalog price of the hose at the time of incorporation.

Hose and Hose & Tube

PART NUMBER	NOMENCLATURE	UNITS PER ENGINE
52U011	HOSE (CP11)	1
52U012	HOSE (CR13)	1
51U707	HOSE & TUBE (LP03)	1

NOTE: Hose, PN 52U011 and PN 52U012 were previously released per Reference 20., Spare Parts Notice P3170. Hose & Tube, PN 51U707 was previously released per Reference 18., Service Bulletin No. PW4ENG 72-670.

To receive your credit allowance, submit a properly executed Request For Support Allowance (RSA) following the incorporation of this Service Bulletin into your eligible engines. Reference Program 01310 and Service Bulletin No. PW4ENG 72-746 on the RSA. The RSA must be countersigned by your P&W Service Representative verifying incorporation of this Service Bulletin and that the removed hoses have been scrapped. An individual RSA claim must be submitted for each eligible engine and all claims must be submitted within 180 days from the date of incorporation in order to be eligible for this material allowance.

Hard copy RSA forms should be sent to:

Pratt & Whitney

Large Commercial Engines

Customer Warranty M/S 132-25

400 Main Street

Dearborn, Michigan 48124

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04

Service Bulletin NO. PW4ENG 72-746

ENGINE - HOSE (CP11) AND (CR13), HOSE AND TUBE (LP03), REPLACEMENT OF TO IMPROVE DURABILITY

Claims may be submitted electronically via e-Claims when available.

A termination date of December 31, 2006, has been established which we believe provides sufficient time to modify your eligible engines. Should you believe you are unable to comply with the above by December 31, 2006, submit your justification for an extension prior to six months before the termination date for our review; otherwise, this Program will terminate as indicated above.

All of the definitions and general conditions of the PW4000 Engine and Parts Service Policy shall apply to this Industry Support Program.

Should you require additional program information, please contact:

Customer Warranty

Industry Programs,

Telephone (860)565-1811

Fax (860)565-8744

The material data that follows is for each engine.

NOTE: It is possible to use the Chapter/Section and Figure/Item reference number shown below the old part number to find the part in the Illustrated Parts Catalog.

Because there are many different configurations used, it is frequently necessary to show more than one group of parts. When this occurs, parts that are interchangeable are shown line-by-line only, unless this is shown differently.

The material data that follows is for each engine.

For PW4052, PW4052(-3), PW4056, PW4056(-3), PW4060, PW4060(-3), PW4062(-3) Engines:

New PN	Qty	Estimate of Unit Price (\$)	Keyword	Old PN	Instructions -Disposition
52U011	1	750.00	HOSE(CP11)	57T244 (75-32-00-2-1A)	(1)(A)(N) (I)
52U012	1	540.00	HOSE(CR13)	57T245 (75-32-00-2-10A)	(1)(A)(N) (I)
51U707	1	2,555.00	HOSE & TUBE(LP03)		(2)(A)(I)
	1		HOSE & TUBEOPTION (LP03)CONSISTING OF	53T011 (79-21-00-8-60A)	(N)(T)
	1		.HOSE & TUBE	52T999 (79-21-00-8-61)	(N)
			OR		
			.HOSE & TUBE	53T011 (79-21-00-8-60A)	(N)(T)
			OR		
			.HOSE & TUBE	52T999 (79-21-00-8-61)	(N)

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04

Service Bulletin NO. PW4ENG 72-746

ENGINE - HOSE (CP11) AND (CR13), HOSE AND TUBE (LP03), REPLACEMENT OF TO IMPROVE DURABILITY

The material data that follows is for each engine.

For PW4152, PW4152(-3), PW4156A, PW4156A(-3), PW4158, PW4158(-3) Engines:

New PN	Qty	Estimate of Unit Price (\$)	Keyword	Old PN	Instructions -Disposition
52U011	1	750.00	HOSE(CP11)	57T244 (75-32-00-2-1A)	(1)(A)(N) (I)
52U012	1	540.00	HOSE(CR13)	57T245 (75-32-00-2-10A)	(1)(A)(N) (I)
51U707	1	2,555.00	HOSE & TUBE(LP03)		(2)(A)(I)
	1		HOSE & TUBEOPTION (LP03)CONSISTING OF	53T011 (79-21-00-8-60A)	(N)(T)
	1		.HOSE & TUBE	52T999 (79-21-00-8-61)	(N)
			OR		
	1		.HOSE & TUBE	53T010 (79-21-00-8-62)	(N)
			OR		
	1		.HOSE & TUBE	59T178 (79-21-00-8-63)	(N)

The material data that follows is for each engine.

For PW4460, PW4460(-3), PW4462, PW4462(-3) Engines:

New PN	Qty	Estimate of Unit Price (\$)	Keyword	Old PN	Instructions -Disposition
52U011	1	750.00	HOSE(CP11)	57T244 (75-32-00-2-1A)	(1)(A)(N) (I)
52U012	1	540.00	HOSE(CR13)	57T245 (75-32-00-2-10A)	(1)(A)(N) (I)
51U707	1	2,555.00	HOSE & TUBE(LP03)		(2)(A)(I)
	1		HOSE & TUBEOPTION (LP03)CONSISTING OF	53T011 (79-21-00-8-60A)	(N)(T)
	1		.HOSE & TUBE	52T999 (79-21-00-8-61)	(N)
			OR		
	1		.HOSE & TUBE	53T010 (79-21-00-8-62)	(N)
			OR		
	1		.HOSE & TUBE	59T178 (79-21-00-8-63)	(N)

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04

Service Bulletin NO. PW4ENG 72-746

ENGINE - HOSE (CP11) AND (CR13), HOSE AND TUBE (LP03), REPLACEMENT OF TO IMPROVE DURABILITY

Modification and Spares Information

Estimated part prices are provided when they are available at time of publication. The Estimate of Unit Price is only for planning purposes and does not constitute a firm quotation. An asterisk (*) is shown where part pricing information was unavailable. In either case, contact Pratt & Whitney Spares Management & Logistics for firm quotations.

Parts Modification Conditions

- (1) The new part can be obtained by modification of the old part as specified in the Accomplishment Instructions.
- (2) The new part is a replacement part only, and cannot be obtained by modification of the old part.

Spare Parts Availability

- (A) The new part is available.
- (N) The old part is not available.
- (T) Hose & Tube Option, PN 53T011 consists of a Hose & Tube, PN 52T999 or PN 53T010 or PN 59T178 and is replaced by Hose & Tube, PN 51U707.

Cleaning, Inspection and Repair Information

(I) The cleaning, inspection and repair requirements are the same for the old and new part. The applicable engine manuals will be revised.

Vendor Services or Special Components/Materials

Not Applicable.

Material Data for Each Spare Engine

The material for each spare engine is as stated in the preceding material information section.

Reidentified Parts

Reidentified Parts Data

New PN	Keyword	Old PN
52U011	HOSE (CP11)	57T244
52U012	HOSE (CR13)	57T245

Necessary Tools

No more Support Equipment is necessary.

Other Material Information Data

Not Applicable

END OF ORIGINAL SECTION

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04
 Service Bulletin NO. PW4ENG 72-746

ENGINE - HOSE (CP11) AND (CR13), HOSE AND TUBE (LP03), REPLACEMENT OF TO IMPROVE DURABILITY

Accomplishment Instructions

1. Locate Hose, (CP11) and perform the following. See Figure 1.

A. Do a visual inspection of the hose to identify the part number.

- (1) If the hose part number is 52U011, the hose is acceptable and no action is required.
- (2) If the hose part number is 51T075 or 51T077 or 51T079, the hose is acceptable and no action is required.

NOTE: PN 51T075 , PN 51T077, PN 51T079 or PN 57T244 are part numbers of Hose Option, PN 51T358.

- (3) If the hose part number is 57T244, then inspect the date code as follows:
 - (a) If the date code (mm-dd-yy) is 04-01-98 or later, reidentify the hose to the new part number listed in Table 1. Mark the new part number and date code on the "B" nut of the hose as shown in Figure 3 per Reference 1., Standard Practices Manual, Chapter/Section 70-11-00, Class 36.

Table 1

New PN	Keyword	Old PN
52U011	Hose (CP11)	57T244

- (b) If the date code (mm-dd-yy) is prior to 04-01-98, the hose is unacceptable and must be replaced with the new part number hose listed in Table 1 as specified in Reference 5., 6. or 7., Engine Manuals, Chapter/Section 72-00-34.
- (c) If the date code (mm-dd-yy) cannot be verified because the identification band of the hose is missing, the hose is unacceptable and must be replaced with the new part number hose listed in Table 1 as specified in Reference 5., 6. or 7., Engine Manuals, Chapter/Section 72-00-34.

2. Locate Hose, (CR13) and perform the following. See Figure 1.

A. Do a visual inspection of the hose to identify the part number.

- (1) If the hose part number is 52U012, the hose is acceptable and no action is required.
- (2) If the hose part number is 51T076 or 51T078 or 51T080, the hose is acceptable and no action is required.

NOTE: PN 51T076, PN 51T078, PN 51T080 are part numbers of Hose Option, PN 51T358.

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04

Service Bulletin NO. PW4ENG 72-746

ENGINE - HOSE (CP11) AND (CR13), HOSE AND TUBE (LP03), REPLACEMENT OF TO IMPROVE DURABILITY

- (3) If the hose part number is 57T245, then inspect the date code as follows:
 - (a) If the date code (mm-dd-yy) is 04-01-98 or later, reidentify the hose to the new part number listed in Table 2. Mark the new part number and date code on the "B" nut of the hose as shown in Figure 3 per Reference 1., Standard Practices Manual, Chapter/Section 70-11-00, Class 36.

Table 2

New PN	Keyword	Old PN
52U012	Hose (CR13)	57T245

- (b) If the date code (mm-dd-yy) is prior to 04-01-98, the hose is unacceptable and must be replaced with the new part number hose listed in Table 2 as specified in Reference 5., 6. or 7., Engine Manuals, Chapter/Section 72-00-41.
- (c) If the date code (mm-dd-yy) cannot be verified because the identification band of the hose is missing, the hose is unacceptable and must be replaced with the new part number hose listed in Table 2 as specified in Reference 5., 6. or 7., Engine Manuals, Chapter/Section 72-00-41.

3. Locate Hose & Tube, (LP03) and perform the following. See Figure 2.

A. Do a visual inspection of the hose & tube to identify the part number.

- (1) If the hose & tube part number is 51U707, the hose & tube is acceptable and no action is required.
- (2) If the hose & tube part number is 52T999 or 53T010 or 59T178, the hose & tube is unacceptable and must be replaced with the new part number hose & tube listed in Table 3 as specified in Reference 5., 6. or 7., Engine Manuals, Chapter/Section 72-00-34.

Table 3

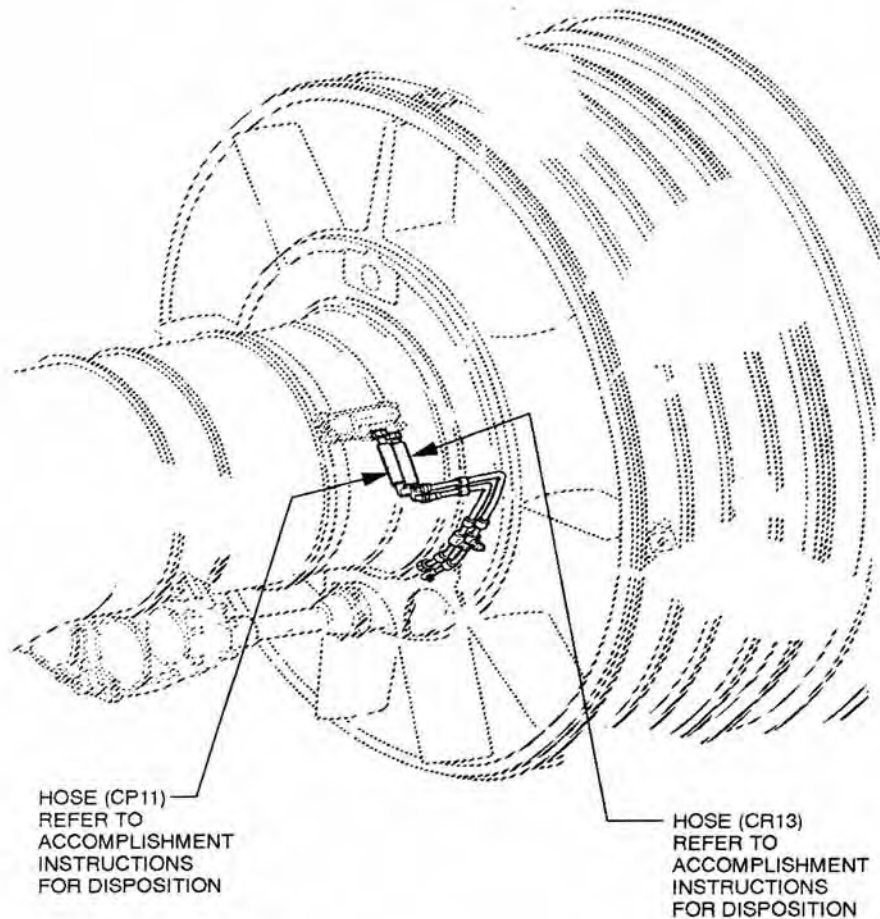
New PN	Keyword	Old PN
51U707	Hose & Tube Option (LP03)Consisting Of	53T011
	.Hose & Tube	52T999
	.Hose & Tube	53T010
	.Hose & Tube	59T178

NOTE: PN 52T999 , PN 53T010 or PN 59T178 are part numbers of Hose & Tube Option, PN 53T011.

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04

Service Bulletin NO. PW4ENG 72-746

ENGINE - HOSE (CP11) AND (CR13), HOSE AND TUBE (LP03), REPLACEMENT OF TO IMPROVE DURABILITY



B509851
PWH

LOCATION OF HOSE (CP11) AND (CR13)

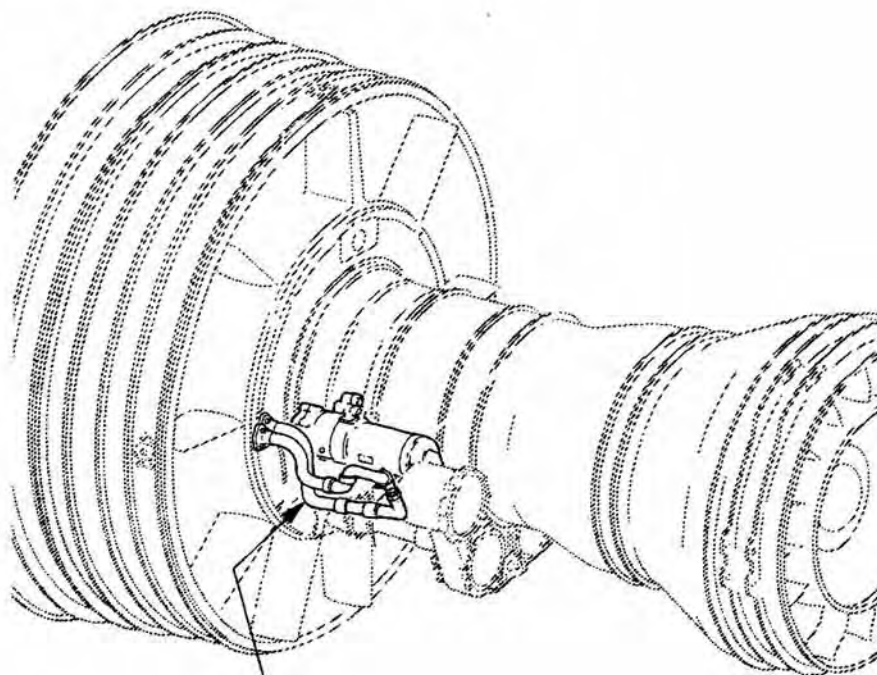
75-32-00

FIGURE 1

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04

Service Bulletin NO. PW4ENG 72-746

ENGINE - HOSE (CP11) AND (CR13), HOSE AND TUBE (LP03), REPLACEMENT OF TO IMPROVE DURABILITY



HOSE & TUBE (LP03)
REFER TO
ACCOMPLISHMENT
INSTRUCTIONS
FOR DISPOSITION

B509852
PWH

LOCATION OF HOSE & TUBE (LP03)

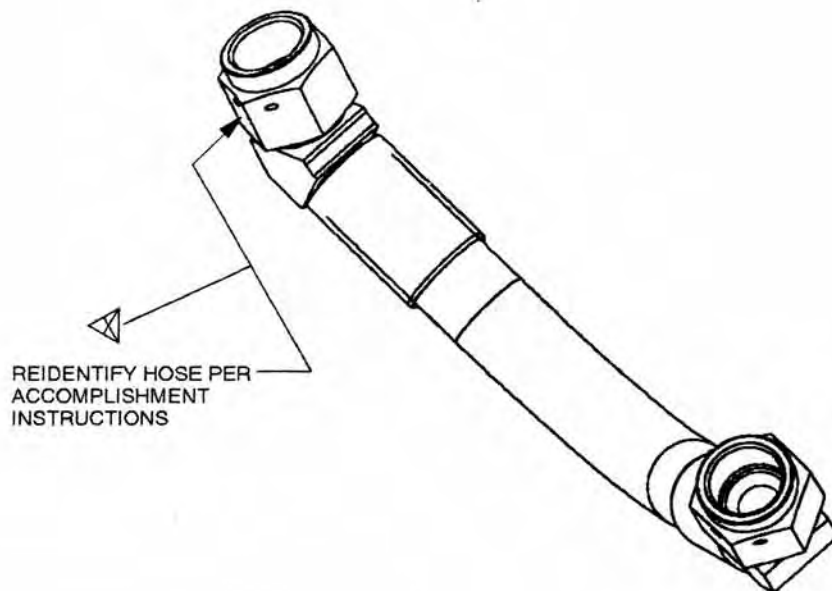
79-21-00

FIGURE 2

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04

Service Bulletin NO. PW4ENG 72-746

ENGINE - HOSE (CP11) AND (CR13), HOSE AND TUBE (LP03), REPLACEMENT OF TO IMPROVE DURABILITY



B509853
PWH

TYPICAL LOCATION OF "B" NUT FOR MARKING PART NUMBER REIDENTIFICATION
FIGURE 3

END OF ACCOMPLISHMENT INSTRUCTIONS

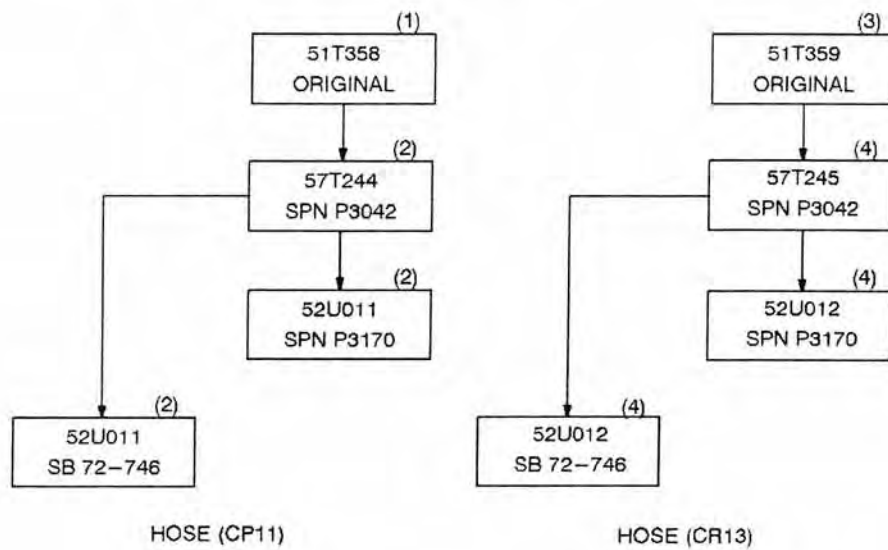
P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04

Service Bulletin NO. PW4ENG 72-746

ENGINE - HOSE (CP11) AND (CR13), HOSE AND TUBE (LP03), REPLACEMENT OF TO IMPROVE DURABILITY

Appendix

Parts Progression To Show the Changed Part in Relation to Other Parts



- (1) HOSE OPTION CONSISTING OF 51T075, 51T077, 51T079 OR 57T244
- (2) HOSE
- (3) HOSE OPTION CONSISTING OF 51T076, 51T078, 51T080 OR 57T245
- (4) HOSE

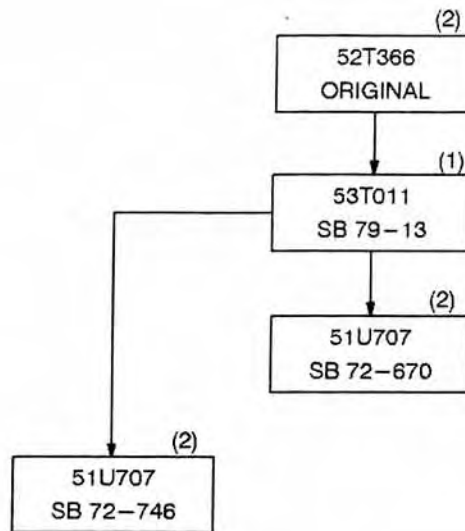
B509854
PWH

PROGRESSION OF HOSE (CP11) AND (CR13)
CHART A

P&W Eagle Disc 4000 94" Mar 15/04

Service Bulletin NO. PW4ENG 72-746

ENGINE - HOSE (CP11) AND (CR13), HOSE AND TUBE (LP03), REPLACEMENT OF TO IMPROVE DURABILITY



- (1) HOSE & TUBE OPTION CONSISTING OF 52T999, 53T010 OR 59T178
- (2) HOSE & TUBE

B509855
PWH

PROGRESSION OF HOSE & TUBE (LP03)
CHART B

END OF APPENDIX

Relazione n° 06/021

Oggetto: Velivolo B-767-300, Marche EI-CXO.

Incivolo del 16 Luglio 2004 presso l' Aeroporto di Roma Fiumicino.

Rottura del rivestimento metallico della tubazione idraulica del motore destro.

1. Premessa

In data 13 febbraio 2006 è pervenuto dalla Agenzia Nazionale per la Sicurezza del Volo il particolare in oggetto, inviato al fine di individuare la natura e le cause della rottura riscontrata nell'ambito dell'inchiesta tecnica aperta in seguito all'incendio del motore destro in fase di decollo.

2. Esami visivi

Il particolare inviatoci costituisce il rivestimento esterno di un tubo idraulico della valvola ad aria relativa all'attuatore del sistema di raffreddamento della turbina (Turbine Case Cooling - TCC). Il frammento di rivestimento pervenuto è di lunghezza pari a circa 6.3cm ed ha un diametro pari a circa 1cm, Figura 1. Il particolare presenta due tagli longitudinali di cui uno che attraversa longitudinalmente il reperto, Figura 1, ed il secondo di circa 1.8 cm, Figura 2, entrambi realizzati probabilmente per liberare il rivestimento dal tubo. La maglia è costituita da fasci di cinque fili intrecciati, Figura 3, e ciascuno del diametro di circa 260 μm .

Sono state rilevate due rotture localizzate su due pareti opposte, frecce in Figura 3, ad altezza quasi corrispondente (a circa 2.5 cm dal punto indicato in Figura 1), ed agli estremi di uno schiacciamento, tratteggio in Figura 3, ovvero agli spigoli di una piegatura.



Figura 1 - complessivo



Figura 2 - complessivo

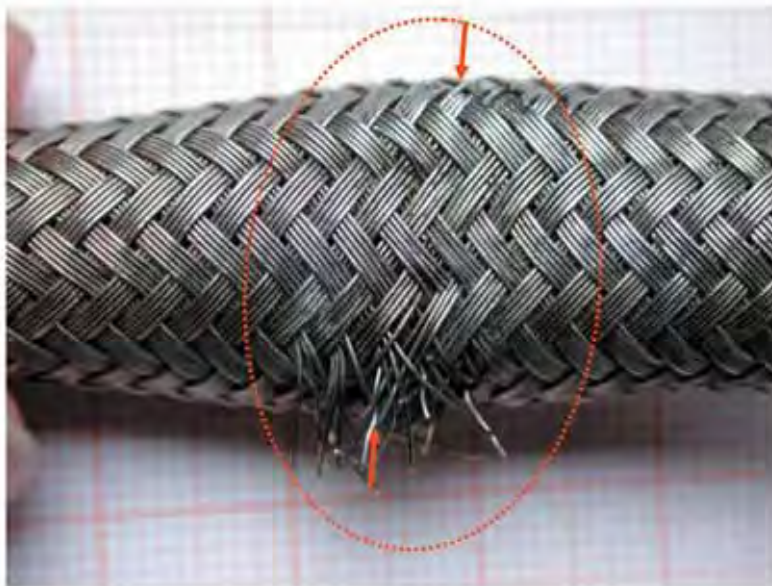


Figura 3 - piegatura

2.1 Rottura A

La rottura A, Figura 4, è una rottura passante che interessa tutti i fasci di fili dell'intreccio per un'area di circa 1cm^2 .



Figura 4 – rottura A

I fili che appaiono bruniti e tutti rivolti verso l'esterno, Figura 4, presentano superfici di rottura quasi tutte con le seguenti caratteristiche morfologiche:

- linee di arresto concentriche, tratteggi gialli in Figura 5, Figura 6 e Figura 7;
- assenza di particolari difetti nel punto di innesco, frecce azzurre in Figura 5, Figura 6 e Figura 7;
- zona di schianto quasi centrale e poco estesa, interessata lateralmente da zona mista e di propagazione, tratteggi rossi in Figura 5 e Figura 6;
- numerosi danneggiamenti da deformazioni plastiche e notevoli ribordature da interferenza, frecce nere in Figura 6 e Figura 7;
- striature di fatica fitte, serrate, regolari e ben delineate, Figura 8 e Figura 9;

Centro Sperimentale Volo – Reparto Chimico – Gruppo Materiali Strutturali

- o spaziatura minima dell'interstria di fatica di circa $0.2 \mu\text{m}$, Figura 10, visibili solo nella zona mista collocata lateralmente alle dimples, tratteggio in Figura 8. Inoltre, sono state individuate almeno due rotture di sovraccarico a becco di flauto, Figura 11 e Figura 12, con dimples orientate in direzione delle deformazioni plastiche come da freccia in Figura 11 ed in un caso con strizione, Figura 12.

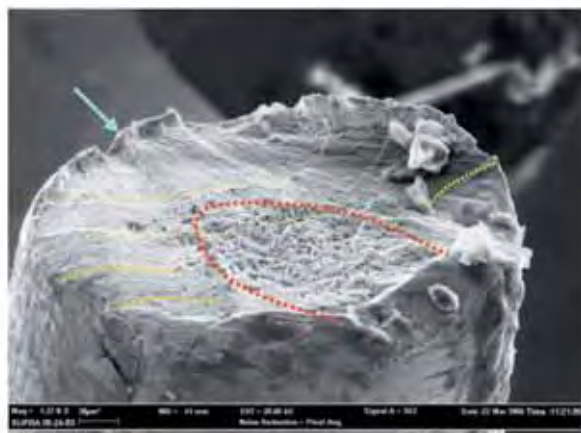


Figura 5 – superficie di rottura di un filo



Figura 6– superficie di rottura di un filo

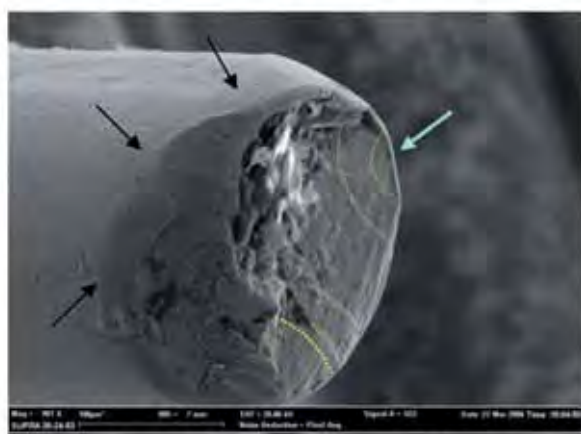


Figura 7– superficie di rottura di un filo

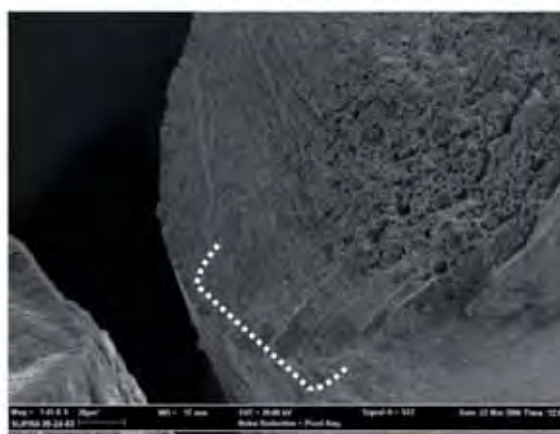


Figura 8 – particolare superficie di rottura di un filo

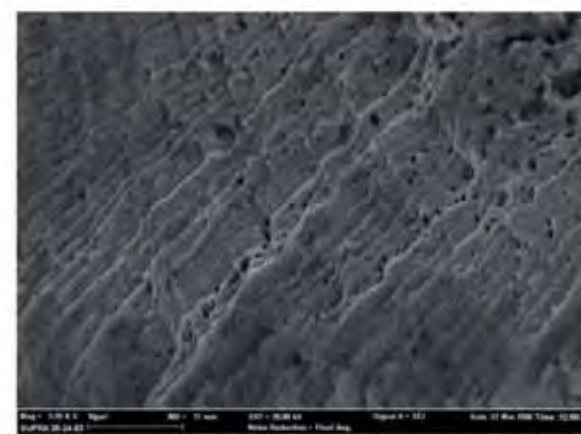


Figura 9– particolare striature di fatica

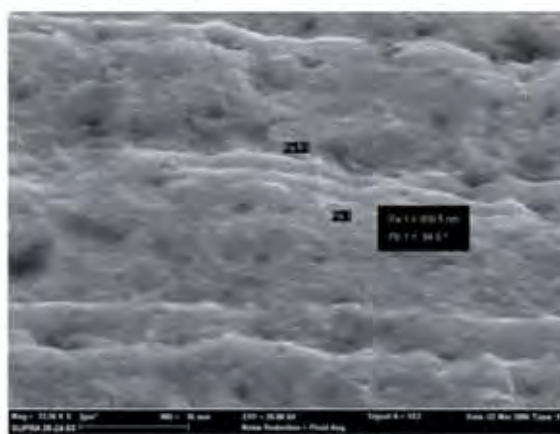


Figura 10– interstria



Figura 11– rottura di sovraccarico



Figura 12– rottura di sovraccarico

2.2 Rottura B

La rottura B, Figura 13, è caratterizzata dalla rottura di alcuni fili, che si presentano ancora composti nell'intreccio e che interessano il tubo longitudinalmente per circa 1cm, tratteggio in Figura 13;



Figura 13 – rottura B

Le superfici di rottura dei fili presentano le seguenti caratteristiche morfologiche:

- linee di arresto concentriche, tratteggi gialli in Figura 14;
- assenza di particolari difetti nel punto di innesco, frecce azzurre in Figura 14 e in Figura 15;
- zona di schianto quasi centrale e poco estesa, tratteggi rossi in Figura 14 e in Figura 15, interessata lateralmente da zona mista e di propagazione;
- numerosi danneggiamenti da deformazioni plastiche e notevoli ribordature da interferenza, frecce nere in Figura 16 e Figura 17;
- striature di fatica fitte, serrate, regolari e ben delineate, Figura 17 e Figura 18;
- spaziatura minima dell'interstria di fatica paragonabile a quanto già osservato nella rottura A, Figura 19, visibili solo nella zona mista collocata lateralmente alle dimples, tratteggio in Figura 15 ed in Figura 18.

Centro Sperimentale Volo – Reparto Chimico – Gruppo Materiali Strutturali



Figura 14– superficie di rottura di un filo



Figura 15– superficie di rottura di un filo



Figura 16– superficie di rottura di un filo



Figura 17 - particolare superficie di rottura di un filo

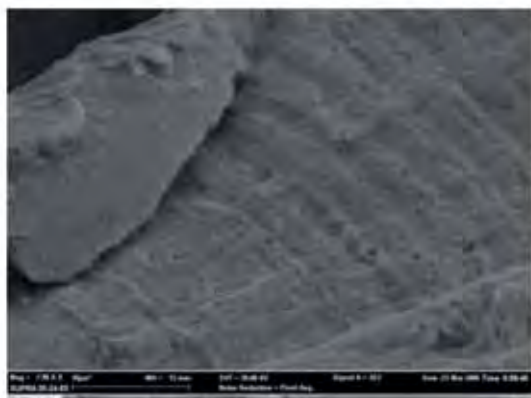


Figura 18– particolare striature di fatica

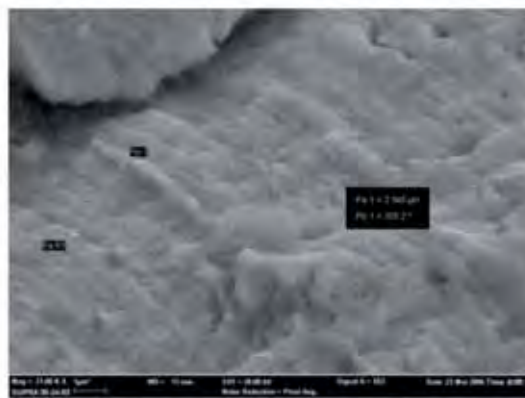


Figura 19– particolare striature di fatica

3. Analisi chimica

L'analisi semiquantitativa del materiale costituente il rivestimento è stata eseguita mediante spettroscopia a dispersione di energia (EDS). La composizione chimica rilevata è rispondente a quella di un acciaio inossidabile del tipo AISI 304, Figura 20. Inoltre, tra i fili sono state individuate fibre di vetro nell'intreccio di alcuni fili, Figura 20, ed impurezze contenenti fosforo attribuibili a residui di fluido idraulico, Figura 21.

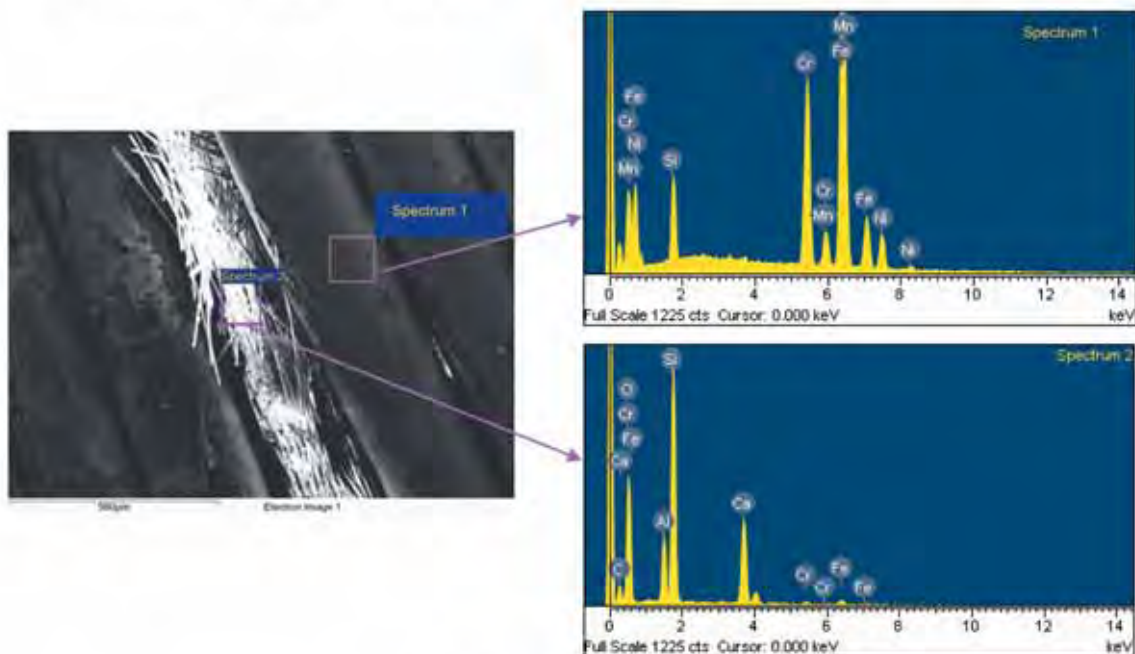


Figura 20– EDS fili e fibre di vetro

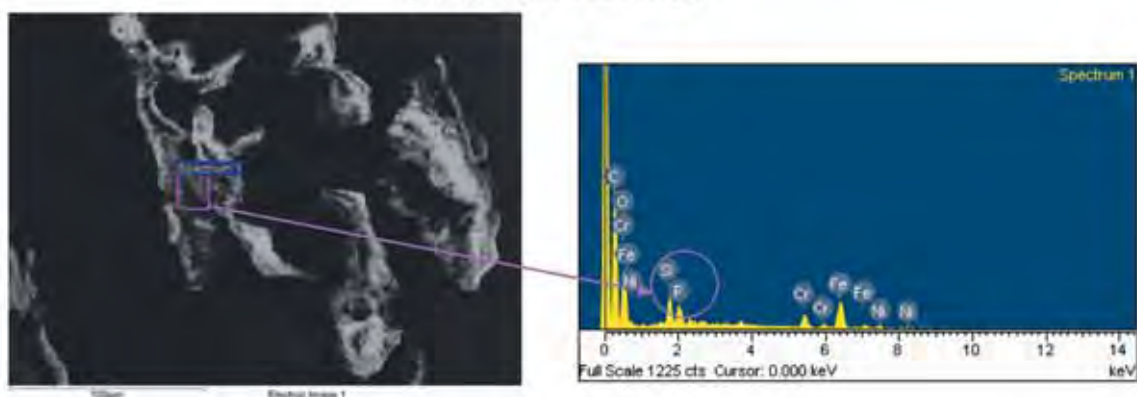


Figura 21– EDS impurezze

3. Considerazioni

Le superfici di rottura dei fili di entrambe le aree indagate presentano le caratteristiche morfologiche della rottura per fatica. In particolare una rottura per flessione, come evidenziato dal raffronto con lo schema¹ di Figura 22, concorde con una sollecitazione meccanica localizzata nella piegatura.

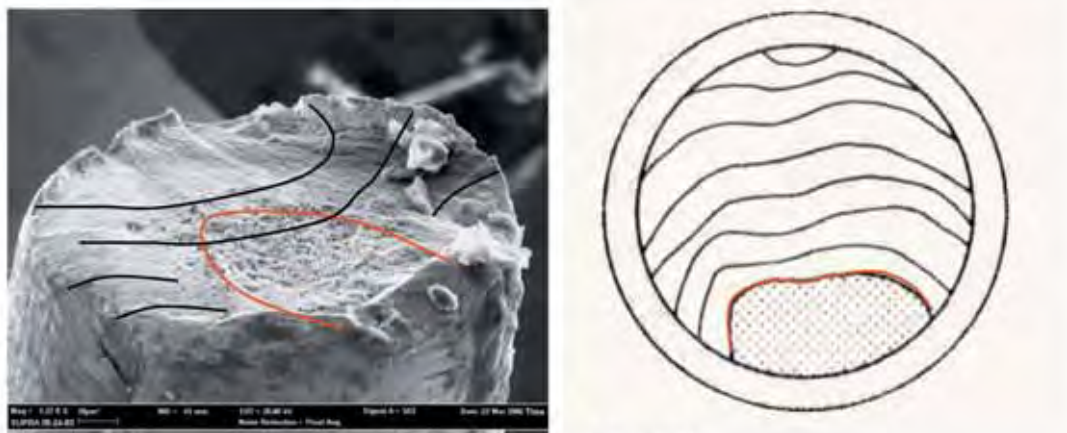


Figura 22-- fatica per flessione

Le analogie tra le rotture sono evidenti e riguardano la regolarità, la spaziatura, la definizione delle striature e la distribuzione delle zone di propagazione e di schianto ovvero fattori che suggeriscono in entrambi i casi una rottura ad alto numero di cicli¹.

E' noto che viene fissato nel valore di 10^5 il numero di cicli che discriminano la fatica da basso ad alto numero di cicli. Tale indicazione è desunta da studi effettuati su provini di spessori mai inferiori a 25 mm, come suggerito nella ASTM E 647-00², ovvero cento volte più grandi dei 260 μm costituenti il diametro di ciascun filo in esame.

Poche sono le informazioni bibliografiche disponibili sul comportamento a fatica di fili metallici³, ma è comunque possibile fare ulteriori valutazioni sul numero dei cicli basandosi sulle osservazioni ed in funzione delle curve di Paris.

Infatti, l'osservazione della superficie di rottura ha evidenziato una spaziatura minima di 0.2 μm che, con un calcolo approssimativo, attesta ad un ordine di 10^3 il numero di cicli. In proposito, è però necessario puntualizzare che la natura del materiale (acciaio inossidabile), non consente di apprezzare le interstrie più sottili e regolari della zona di propagazione pura (idonea alla conta per desumere il numero di cicli applicati), stage II in Figura 23, ma solo quelle di dimensioni maggiori collocate nella zona instabile della rottura, stage III in Figura 23. Tali considerazioni evidenziano che il valore di 10^3 è stato determinato con una forte approssimazione per difetto.

Inoltre, in ragione del diametro del filo, il calcolo dell'interstria, considerando applicabile a tali spessori il limite di 10^5 cicli previsti per l'alto numero ed approssimato ad una distribuzione omogenea sull'intera superficie del filo, dovrebbe prevedere di riuscire a discriminare un'interstria pari a 0.0026 μm valore solo dieci volte superiore al parametro di cella del reticolo cristallino, ed il valore scende ulteriormente se si considera che in realtà la distribuzione non è affatto omogenea, ma è addensata nella fase di propagazione, stage II in Figura 23.

¹ tratto da "Metal Handbook" – vol.9 Fractography and atlas of fractographs – ASM ed.1974

² ASTM E647-00 "Standard test method for measurement of fatigue crack growth rates"

³ "Development of a novel specimen geometry for fatigue testing of fine wire" Schmidt, Blair, Earthmann - Journal of testing and evaluation vol.23 – marzo 1995

In ogni caso quindi si parla di valori difficilmente rilevabili⁴.

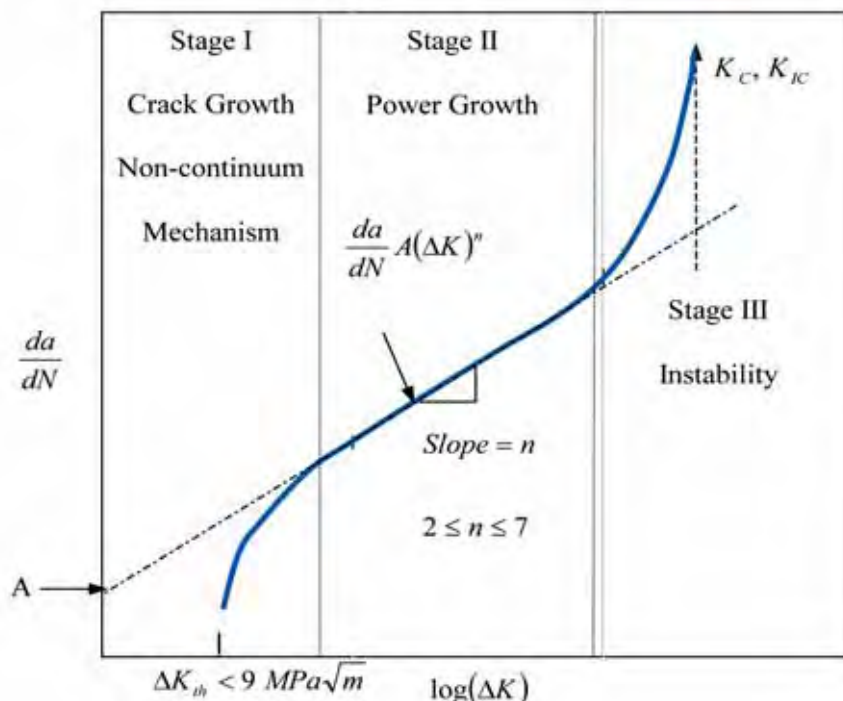


Figura 23– Curve di Paris

L'elevato numero di cicli, caratterizzato da una forte componente elastica della deformazione indotta dalla sollecitazione ciclica, è associato ad un basso carico⁴. Binomio che si riscontra anche nel caso in esame ove l'esigua estensione dell'area di schianto e la localizzazione delle rotture proprio in corrispondenza degli spigoli della piegatura sono indice di un basso carico, a sottolineare il ruolo determinante del fattore di concentrazione degli sforzi (Kt). Infatti un elevato Kt riduce notevolmente il limite a fatica ad alto numero di cicli⁵.

Le rotture di sovraccarico dei fili della rottura A con componente di taglio, la disposizione dei fili disordinata e verso l'esterno ed il colore brunito degli stessi sono attribuibili ad un evento successivo alla sollecitazione a fatica e legato alla rottura del tubo in plastica e alla fuoriuscita a pressione del fluido idraulico.

⁴ "Guida alla interpretazione delle caratteristiche morfologiche delle superfici di frattura al microscopio elettronico a scansione" - Oddone - Ragno Editore 1981

⁵ "Fatigue and fracture" – ASM Handbook vol. 19 ed. 1996

5. Conclusioni

Entrambe le rotture che interessano il particolare indagato sono da attribuirsi ad un fenomeno di fatica avvenuto sui singoli fili con alto numero di cicli e con basso carico.

Il Relatore

Visto:

Il Capo Gruppo Materiali Strutturali

Il Capo Reparto

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. 04-096

A. ACCIDENT

Place : Rome, Italy
 Date : July 16, 2004
 Vehicle : Boeing 767-3GS, EI-CXO (Irish Registry)
 NTSB No. :
 Investigator :

B. COMPONENTS EXAMINED

Turbine case cooling (TCC) air valve actuator with hydraulic drain line, return line, and pressure line, hydraulic pump case drain line, exemplar hydraulic pressure line, exemplar hydraulic return line.

C. DETAILS OF THE EXAMINATION

An overall view of the submitted components is shown in figure 1. The accident pieces generally appeared sooted, consistent with exposure to heat and fire. The fire sleeve for the flexible hydraulic pressure line was missing, and the flexible hose portion of the line was ruptured. Most of the fire sleeve for the hydraulic case drain line was also missing, but the sleeve was reportedly removed during disassembly from the engine. Exemplar hydraulic pressure and return lines also were submitted as shown in figure 1.

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 flexible hose portions of the hydraulic drain line, return lines, pressure lines, and pump case drain lines were constructed of an inner carbon-lined polytetrafluoroethylene (PTFE) tube surrounded by a stainless steel wire braid. Except for the hydraulic drain line, all of these lines are specified to have a fire sleeve, constructed of fiberglass and silicone rubber, surrounding the wire braid.

Hydraulic Pressure Line

A closer view of the hydraulic pressure line (Pratt and Whitney part number 51T075, Titeflex part number 110020revC) is shown in figure 2. The length of the flexible hose portion between the swages measured 5.5 inches. Two kinks were observed in the hose, arbitrarily labeled "A" and "B" in figure 2.¹ The kinks were oriented perpendicular to the length of the hose, consistent with kinks associated with bending. It was considered that a torque applied to the end of the line at the 90-degree bend would correspond to a bending in the flexible hose portion of the line, however, the compression side of kink "A" was located on the side of the line consistent with a torque direction corresponding to a loosening of the nut.

For kink "A", located 0.63 inch from the swage at the end with the 90-degree bend, the diameter of the hose was 0.679 inch measured in line with the plane of the 90-degree bend, and the diameter was 0.488 inch measured perpendicular to the plane of the 90-degree bend. Another view of the hydraulic pressure line is shown in figure 3 with the hose oriented to show the smaller diameter of kink "A".

For kink "B", located 2.25 inches from the swage at the end with the 90-degree bend, the diameter measured 0.480 inch in the plane of the 90-degree bend, and the diameter measured 0.635 inch perpendicular to the plane of the 90-degree bend. Figure 4 shows another view of the hydraulic pressure hose oriented to show the smaller diameter for kink "B". In an area with a relatively uniform diameter between the two kinks, the diameter measured 0.570 inch.

The rupture in the hydraulic pressure line was located at the edge of kink "A". Closer views of the rupture are shown in figures 5 and 6. At the location of the rupture, individual wires of the stainless steel braid were fractured, and the internal PTFE liner was fractured with the fractured piece of the liner protruding outward.

As can be seen in figure 6, orange-colored deposits were observed in the outer surface of the braid. The color and texture of these deposits were consistent with material used for the fire sleeve.

The hydraulic pressure line was sectioned between the two kinks and in the swage at the end with the 90-degree bend to prepare the sample for examination using scanning electron microscopy (SEM). An internal view of the PTFE liner after sectioning is shown in figure 7, and the location of the rupture and kink "A" are indicated.

The fractured wires of the stainless steel braid at the rupture location were examined using SEM. Portions of the fractures in many of the individual wires had relatively smooth, flat fracture features with smoothly curving boundaries located in a plane perpendicular to the longitudinal axis of the wire, features consistent with fatigue.

¹ A kink is a permanent deformation of the hose characterized by an inward deflection on a side loaded in compression and an outward deflection on sides located ± 90 degrees from the inward deflection.

Typical fatigue features are shown in figures 8 and 9, where dashed lines indicate the fatigue boundaries, and arrows indicate the fatigue origins.

Fatigue is an expected failure mechanism for a kinked flexible hose with a wire braid reinforcement, such as the ruptured hose in this accident. As a result of the deformation associated with the kink, stress concentrations develop at the kink, resulting in fatigue cracking under normal operating loads. However, the magnitudes of stresses in individual wires are unknown, and the progression of fatigue initiation for individual wires also is unknown. A striation count was not completed since, given these unknowns, the result could not be correlated to a time of initiation with any degree of confidence.

The wire braid material was analyzed using energy dispersive x-ray spectroscopy (EDS). The resulting spectrum, shown in figure 10, was typical of Type 304 stainless steel.

Threads in the nuts at each end of the hydraulic pressure line and mating threads on the TCC air valve actuator were examined using a stereomicroscope. No evidence of galling or thread deformation was observed to suggest application of substantial excessive torque or cross threading. Also, the taper direction on the outer diameter of the flare at the 90-degree bend fitting was as designed, further indicating the absence of substantial overtorque. The nut and the flare for the 90-degree bend fitting were analyzed using EDS, and molybdenum and/or sulfur peaks were observed in the area, consistent with the presence of a molybdenum disulfide-based thread lubricant.

Hydraulic Return Line

The fire sleeve for the hydraulic return line was removed in the Safety Board's materials laboratory. No kinks were observed in the line. The inside of the tube was examined from one end with a light shown in the other. The internal PTFE tube had impressions with a pattern matching the wire braid, a feature consistent with exposure to elevated temperatures with internal pressure.

Fitting threads on nuts at each end of the hydraulic return line and mating threads on the TCC air valve actuator and rigid line piece were examined using a stereomicroscope. No evidence of galling or thread deformation was observed.

Hydraulic Pump Case Drain Line

A portion of the hydraulic pump case drain line had dark deposits on the surface, a condition consistent with a leak. The line in this area also appeared darkened, consistent with exposure to heat. To check for leaks, ethyl alcohol was poured into the pump end of the hydraulic pump case drain line. The alcohol leaked from multiple locations along the length of the line in areas that appeared to be darkened by heat. The line was cut in an area that leaked, and the PTFE tube was missing from this area. The line was cut near the pump end, and the PTFE tube was present in this area.

Report No. 04-096

Page No. 4

The hydraulic case drain line was completely blocked at the engine end within 1.6 inches from the end. A sample from the blocked end was removed with a metal probe and tweezers (before leak testing was completed). The sample was examined using SEM and EDS. A large peak of phosphorus was observed in the EDS spectrum throughout the sample. An SEM view of some particles observed in the sample is shown in figure 11. An EDS spectrum of these particles showed a high peak of fluorine as shown in figure 12, consistent with PTFE. Another particle observed in the sample is shown in figure 13 as viewed with backscattered electrons. The EDS spectrum for the particle showed a large silicon peak as shown in the upper spectrum in figure 14. Smaller particles appearing light gray were observed in this silicon-rich particle as indicated by unlabeled arrows in figure 13. The EDS spectrum for these smaller light gray particles had higher peaks of iron and chromium, as indicated by the lower spectrum in figure 14.

Exemplar Hydraulic Pressure Line

The exemplar hydraulic pressure line was bent by hand by grasping the fitting ends and bending the line. The line was bent to progressively smaller diameters from seven inches down to 1.5 inches at half-inch intervals. At each interval, the interior of the tube was inspected visually and the exterior was inspected tactilely for kinking. Slight kinking of the line was detected after bending at the 2-inch diameter. Next, the line was bent around a thumb located near one end with light pressure applied. In this case, a larger kink resulted with less overall bending. A similar kink was produced at the other end of the line when the line was bent over itself with a diameter less than one inch. The kinks were not visible from the exterior of the hose with the fire sleeve in place, but were observed by viewing through the interior of the tube and later by removing the fire sleeve.

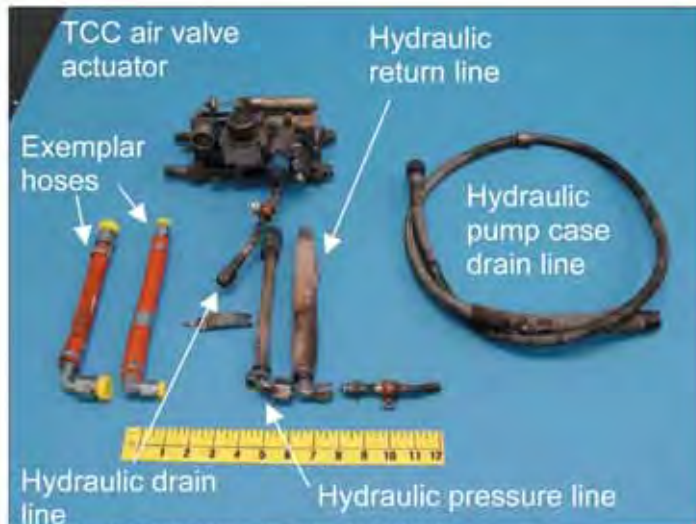


Image No.: 0408A00436, Project No.: 2004080004

Figure 1. Overall view of the submitted components.



Image No.: 0408A00439, Project No.: 2004080004

Figure 2. View of the ruptured hydraulic pressure line. Arrows indicate the rupture location and the location of observed kinks in the line.



Image No.: 0408A00446, Project No.: 2004080004

Figure 3. Another view of kink "A" at the rupture location with the hydraulic pressure line oriented to show the reduced diameter at kink "A".

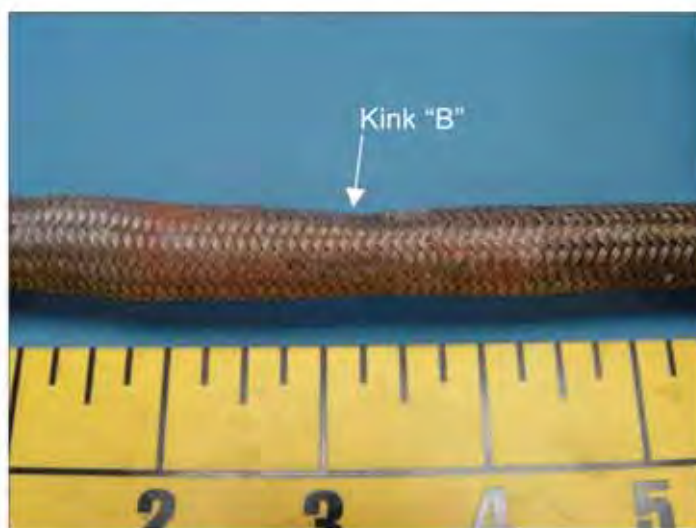


Image No.: 0408A00447, Project No.: 2004080004

Figure 4. Another view of kink "B" with the hydraulic pressure line oriented to show the reduced diameter at kink "B".

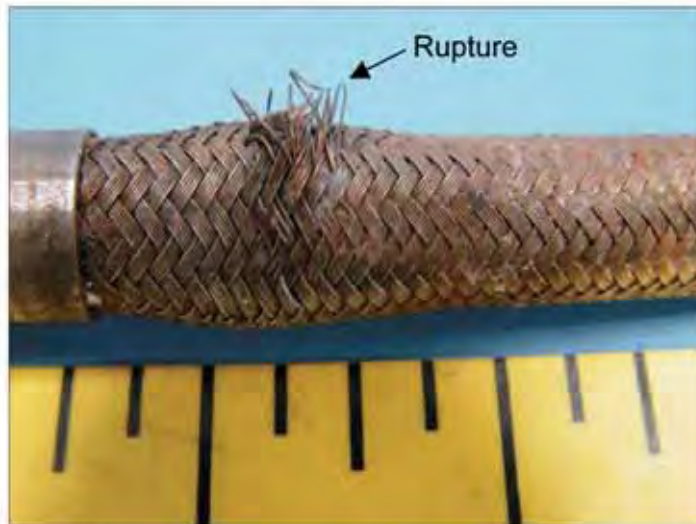


Image No.: 0408A00444, Project No.: 2004080004

Figure 5. Closer view of the rupture location at kink "A".

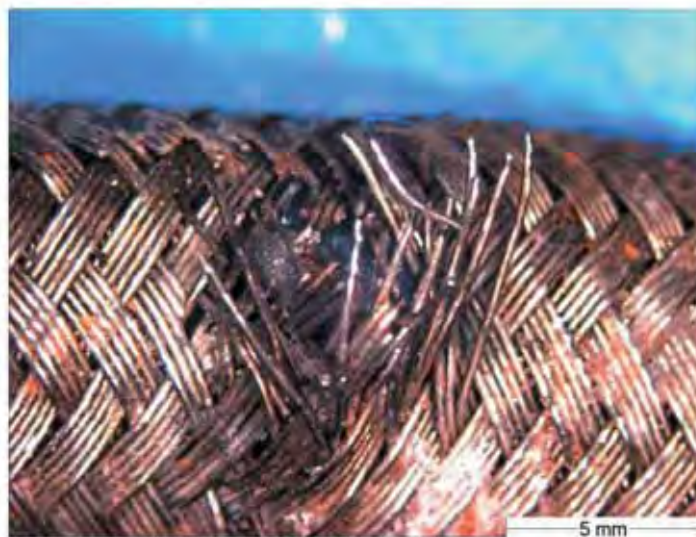


Image No.: 0408A00453, Project No.: 2004080004

Figure 6. Closer view of the rupture location. Orange deposits on the surface appear consistent in color and texture with fire sleeve material.

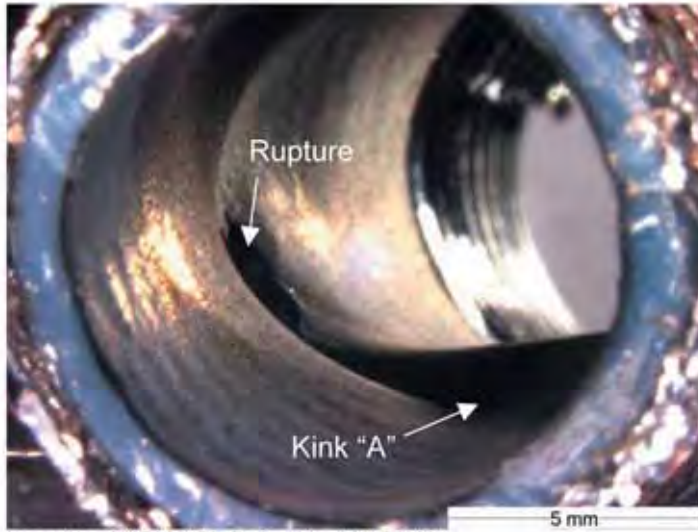


Image No.: 0408A00473, Project No.: 2004080004

Figure 7. Internal view of the hydraulic pressure line after sectioning. The locations of kink "A" and the rupture in the internal liner are indicated.

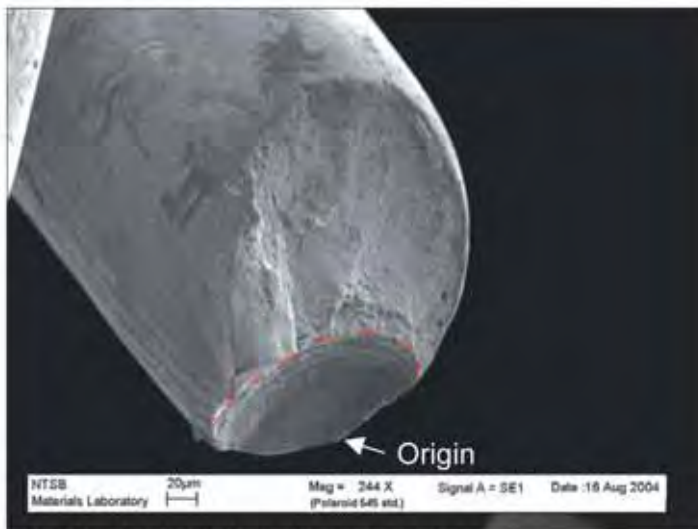


Image No.: 0408A00578, Project No.: 2004080004

Figure 8. View of fatigue fracture features observed on a wire of the stainless steel braid from the hydraulic pressure line.

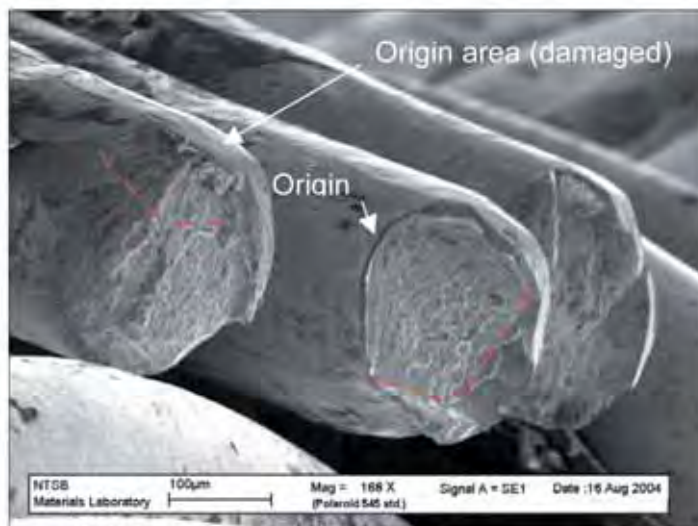


Image No.: 0408A00553, Project No.: 2004080004

Figure 9. Typical fatigue fracture features observed on many wires of the stainless steel braid from the hydraulic pressure line. The origin area of one of the wires was obliterated by post-fracture damage.

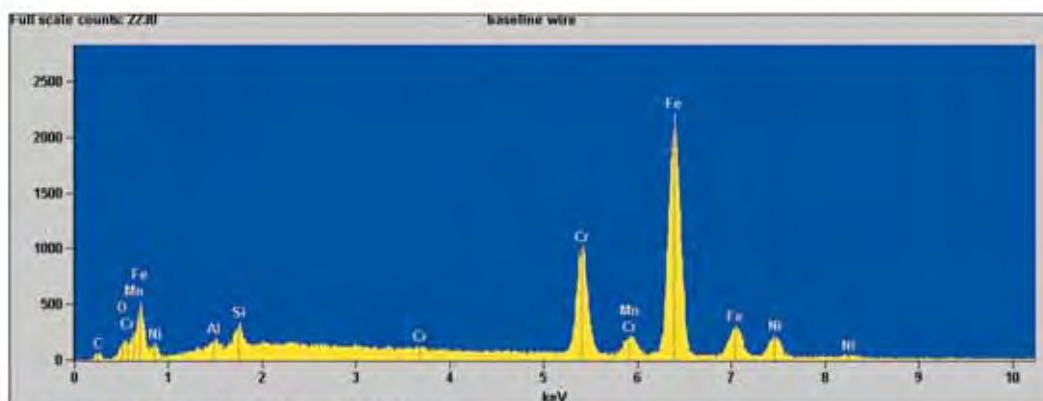


Image No.: 0408A00628, Project No.: 2004080004

Figure 10. Baseline EDS spectrum for a wire of the stainless steel braid from the hydraulic pressure line with peaks typical of Type 304 stainless steel.

Report No. 04-096
Page No. 10



Image No.: 0408A00556, Project No.: 2004080004

Figure 11. SEM view of a sample from the blocked end of the hydraulic pump case drain line. Unlabeled arrows indicate particles with high peaks of fluorine, consistent with PTFE material.

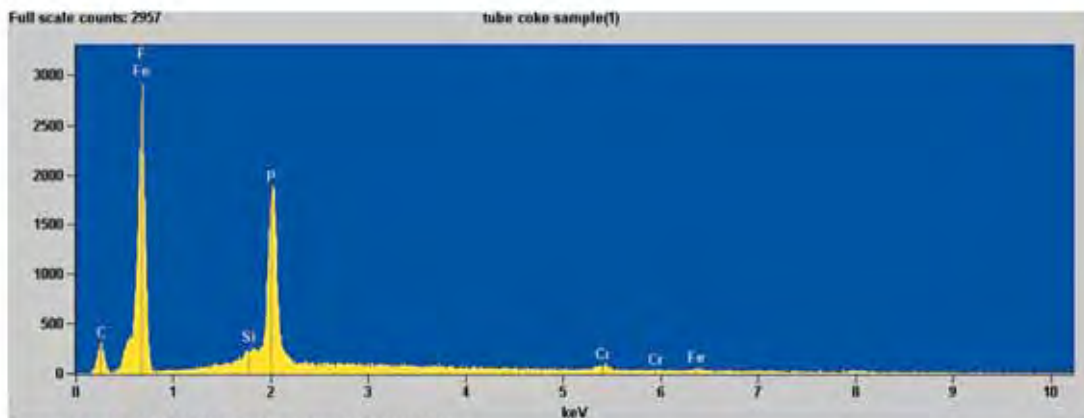


Image No.: 0408A00632, Project No.: 2004080004

Figure 12. Typical spectrum for PTFE particles indicated in Figure 11.

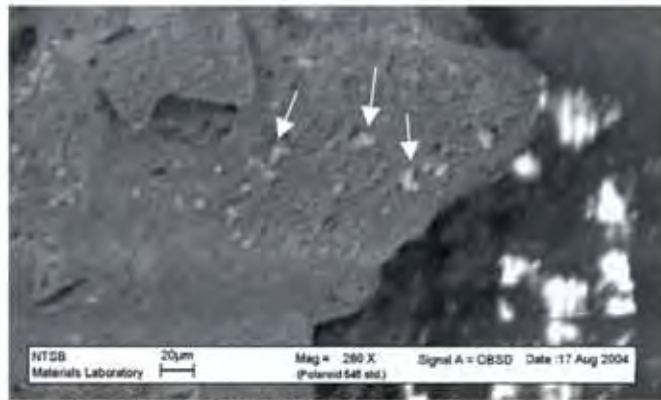


Image No.: 0408A00545, Project No.: 2004080004

Figure 13. SEM view using backscattered electrons of a sample from the blocked end of the hydraulic pump case drain line. Unlabeled arrows indicate particles with higher EDS spectrum peaks of iron and chromium.

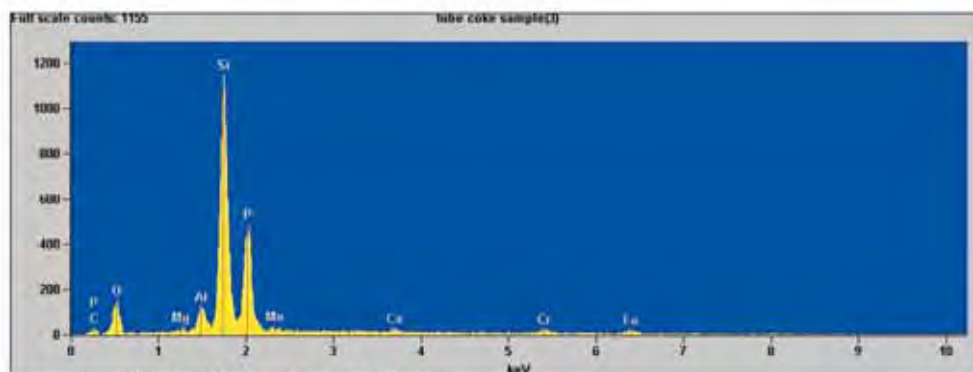


Image No.: 0408A00671, Project No.: 2004080004

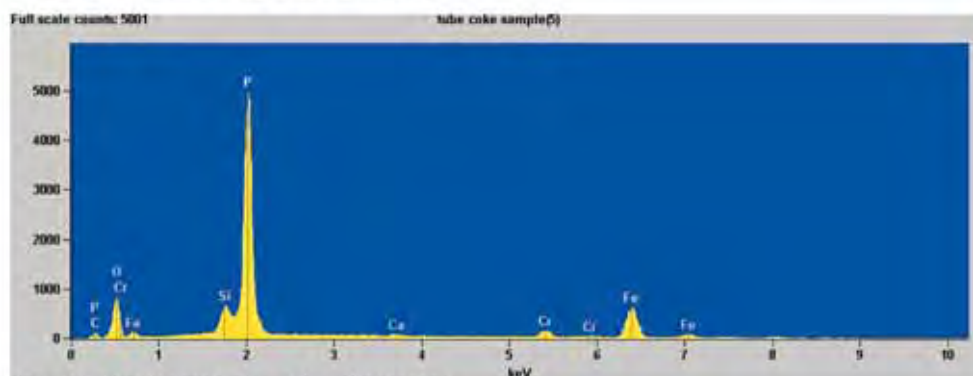


Image No.: 0408A00632, Project No.: 2004080004

Figure 14. Typical EDS spectra for the particle shown in figure 13. The lower spectrum shows typical spectra for the lighter particles indicated in figure 13.

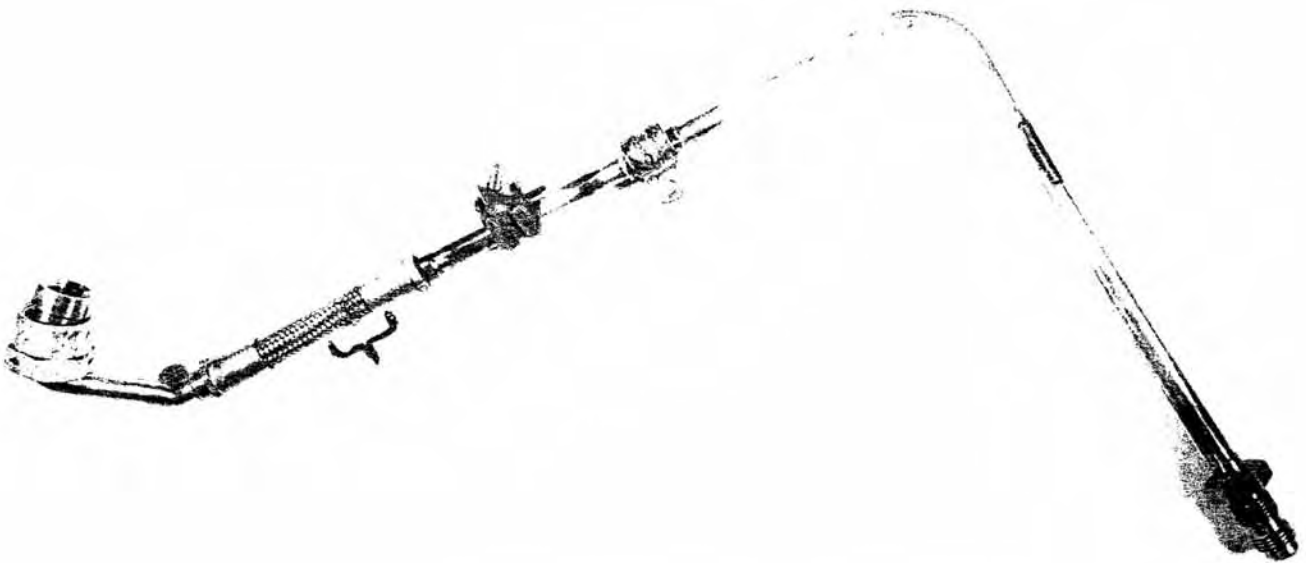


FIGURE 1

MAG: 1/2 X

OVERALL VIEW OF THE SVA OPEN PRESSURE MANIFOLD SHOWING THE APPEARANCE AND LOCATION OF DAMAGED WIRE BRAID IN THE FLEX PORTION OF THE TUBE (BRACKET). NOTE: THE EXTERNAL FIRE SLEEVE OVER THE BRAID WAS REMOVED PRIOR TO RECEIPT.

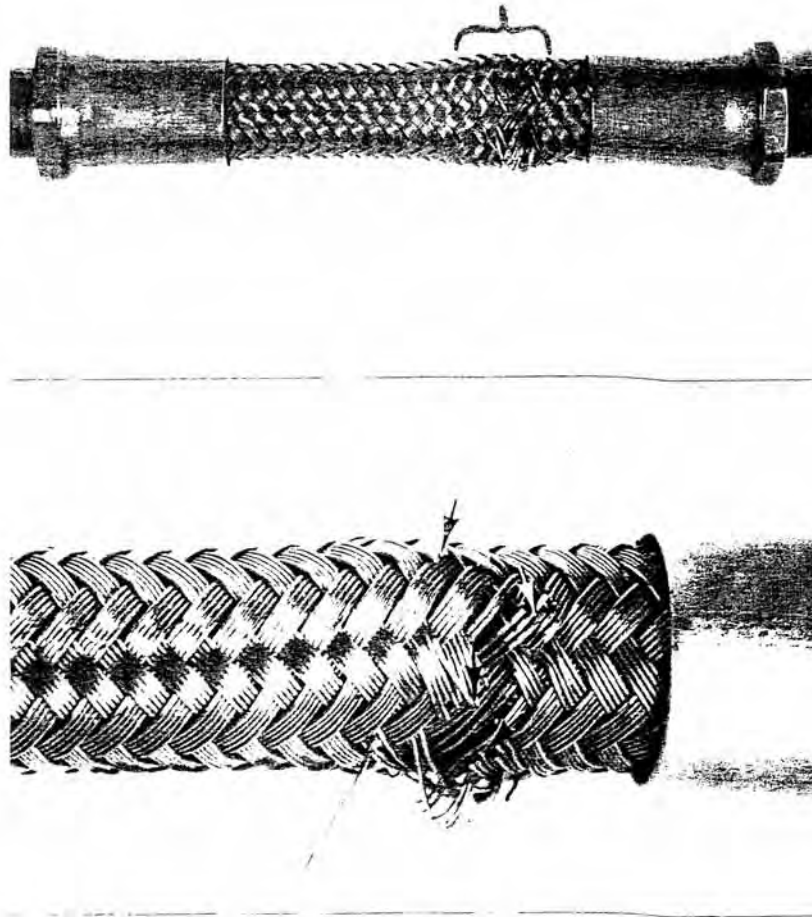


FIGURE 2

MAG: 1.2 X - TOP
3 X - BOTTOM

TWO CLOSE-UP VIEWS OF THE WIRE BRAID SHOWING A FLATTENED "KINKED" AREA (BRACKET) AND SEVERAL FRACTURED WIRE BUNDLES (ARROWS).

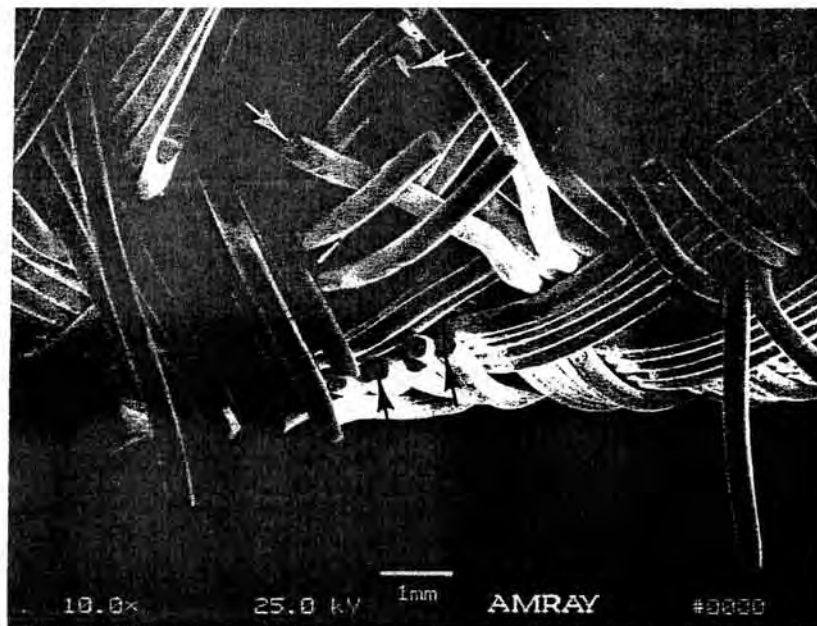


FIGURE 3

MAG: 10 X - TOP
50 X - BOTTOM

SCANNING ELECTRON MICROSCOPIC (SEM) CLOSE-UPS OF THE FRACTURED WIRE BUNDLES SHOWING FLAT PERPENDICULAR FRACTURES THROUGH THE INDIVIDUAL WIRES (TOP, ARROWS).

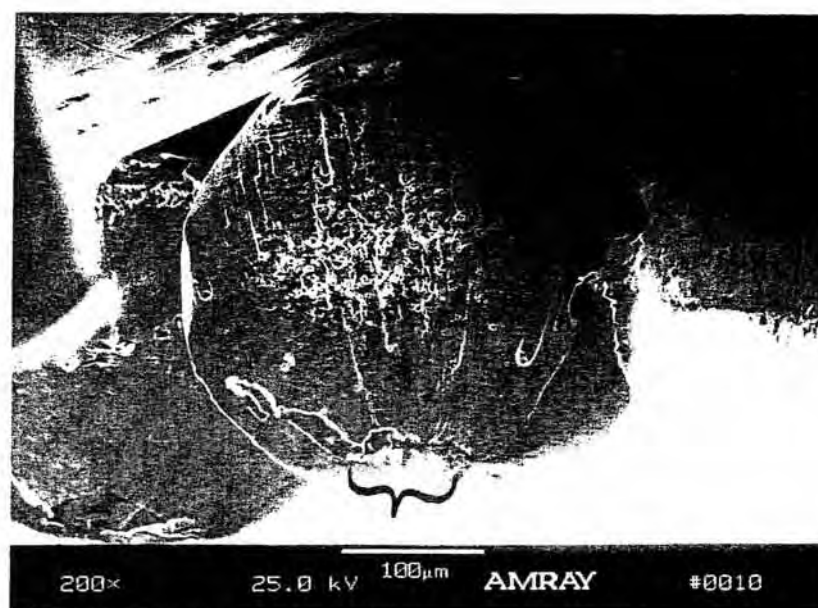


FIGURE 4 MAG: 200 X - BOTH
CLOSE-UPS OF TWO OF THE FRACTURED WIRES SHOWN IN FIGURE 3.

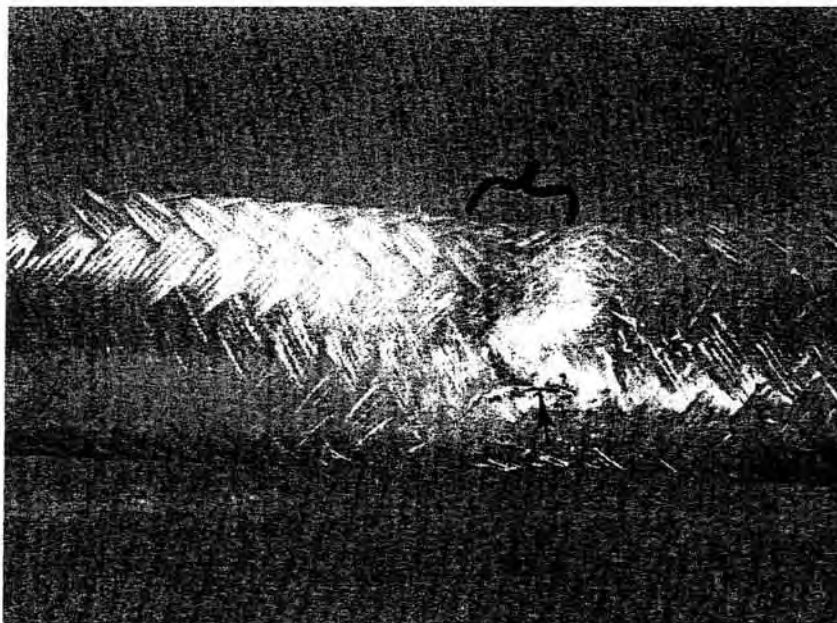


FIGURE 5

MAG: 3.5 X

CLOSE-UP OF THE TEFLON INNER LINER, AFTER REMOVAL OF THE WIRE BRAID, SHOWING AN AXIAL SPLIT THROUGH THE WALL (ARROW). NOTE THAT THE SPLIT IS AT THE EDGE OF THE KINK IN THE LINER (BRACKET).

AGENZIA NAZIONALE PER LA SICUREZZA DEL VOLO

(istituita con decreto legislativo 25 febbraio 1999, n. 66)

via Attilio Benigni, 53 – 00156 Roma

tel. +39 06 8207 8200, fax +39 06 82 73 672

Ref. 1542 / INV / 194 / 4 / 04

Roma, 7 September 2004

SAFETY RECOMMENDATION

Subject: B-767 300 Blue Panorama engine fire event occurred in Rome Fiumicino airport on July 16, 2004.

To: **Honorable Marion C. Blakey**
Administrator
Federal Aviation Administration
800 Independence Avenue, SW
Washington, D.C. 20591

Copy to: - **Honorable Ellen G. Engleman-Conners**
Chairman
National Transportation Safety Board
490 L'Enfant Plaza, SW
Washington, D.C. 20594

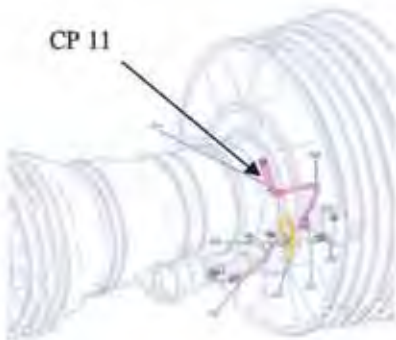
- **Honorable Vito Riggio**
President
Ente Nazionale per l'Aviazione Civile
Viale del Castro Pretorio, 118
00185 Roma

On July 16, 2004, a Boeing 767-3G5 (registered in Ireland as EI-CXO and operated by Blue Panorama Airlines as flight 1504) experienced a fire in the No. 2 (right) engine, a Pratt & Whitney (P&W) PW4062, during takeoff from the Leonardo da Vinci International Airport (LIRF), Rome, Italy. The pilots reported that at about V_1 speed, the right engine fire warning system activated. The pilots stated that they continued the takeoff and, after reaching a safe altitude, shutdown the right engine and discharged one fire bottle into the nacelle. The pilots stated that after they discharged

the second fire bottle, the fire warning continued.¹ The pilots returned to LIRF for an emergency overweight landing. After landing, an emergency evacuation of the airplane was made. Of the 2 pilots, 8 flight attendants, and 273 passengers plus 4 lap children, 53 passengers were slightly injured in the evacuation. The airplane was departing LIRF for a flight to La Havana, Cuba.

Examination of the right engine after landing showed that the left and right sides of the engine were damaged by fire. The left and right core cowls were burned through and had indications of an undercowl overpressure.² Flight data recorder (FDR) data show that even after the engine fire warning had activated, the engine continued to produce the required level of thrust. The FDR data also show that the right engine's fuel flow, exhaust gas temperature, and engine pressure ratio indications were identical to the same parameters on the left engine.

On-scene pressure testing of the right engine's fuel system revealed a leak in the turbine case cooling (TCC) air valve actuator³ fuel pressure line, CP11. The line supplies fuel under



pressure that varies between 300 and 900 psi to actuate the TCC valve. The CP11 line, part number 51T075, is a flexible line that is made of stainless steel braided wire for structural integrity and has a polytetrafluoroethylene (PTFE also known as Teflon), resin internal liner to prevent leakage of the fluids carried by the line. The line also has a fire resistant sleeve on the outside.

¹ Although the fire warning continued, witnesses on the ground stated that the fire was extinguished before the airplane landed. The investigation of the fire warning system revealed that it had been partially burned away by the fire, which caused it to short out and continue the fire warning.

² The undercowl overpressure was indicated by all four of the overpressure relief doors being found open and two panels between the ribs and longerons on the upper portion of the right hand cowl missing.

³ The turbine case cooling (TCC) actuator is part of the active clearance control system, which externally cools the turbine cases to minimize thermal growth of the cases and reduces the gaspath leakage between the turbine blade tips and turbine case air seals. This improves the engine's thrust fuel efficiency. The TCC actuator uses fuel pressure as the motive force to open and close the air valve.

Metallurgical examination of the CP11 line at the National Transportation Safety Board’s materials laboratory showed the line ruptured in an area of broken wires in the braid that was directly adjacent to a kink in the line. The examination of the broken ends of the wires with a binocular microscope and a scanning electron microscope revealed fracture features that were indicative of a fatigue fracture. The rupture in the PTFE liner was coincident with the broken wire braids and was caused by the internal fluid pressure in the hose forcing the liner to be extruded through the hole in the wire braids until it ruptured. It was not possible to determine when the fatigue cracks initiated in the wire braid because of the multiple load paths that the fatigue could have progressed through the wire’s braid.



Ruptured flex line – CP11



CP11 internal liner of Teflon

The magnitudes of stresses in individual wires was unknown and the progression of fatigue initiation for individual wires was also unknown.

A striation count was not completed since, given these unknowns, the result could not be correlated to a time of initiation with any degree of confidence.



Fatigue fracture features observed on many wires

Blue Panorama Airlines maintenance records show that SwissAir initially installed the CP11 line on the engine in 1993. The engine had been overhauled by Delta Air Lines in April 2004 and was subsequently installed on the airplane in May 2004. Maintenance records show that the engine had operated 851 hours and 137 cycles since it was installed on the airplane. Maintenance records also show that the engine had operated 14,998 hours and 2,395 cycles since the previous overhaul in 1999.

According to Delta Air Lines, the CP11 line would have been removed from the engine and would have undergone a visual inspection in accordance with the P&W PW4000 engine manual during the engine overhaul.⁴ According to Delta Air Lines' records for the engine's overhaul, the TCC actuator valve was changed twice during the overhaul. The TCC actuator was replaced when the engine was assembled at overhaul and replaced again while the engine was undergoing a post-maintenance test cell run. When the TCC actuator was removed and replaced, especially when it was on the test cell, the CP11 line would have to be moved out of the way to make clearance for the actuator.

According to the manufacturers of the various flexible lines, the specifications for their flex lines each have a minimum bend radius identified. However, a review of the engine manuals for several engines revealed that the information regarding the minimum bend radius for flexible lines are not similarly listed. The aviation maintenance technicians (AMT) have been taught through training and practical experience not to bend the rigid lines, but there are no guidelines available to the AMTs regarding the limitations for bending a flexible line. In fact, the term "flexible line" would suggest that the line could be bent without limitation. Without information about the minimum bending radius for flexible lines, an AMT could excessively bend a line, causing a kink

⁴ The PW4000 engine manual only requires a visual inspection of the flex line unless there are indications of a leak, in which case a pressure test must be accomplished.

that could lead to a rupture, which could cause a leak and a fire. Therefore, the Federal Aviation Administration (FAA) should require the engine manufacturers to revise their engine manuals to include information that specifies the minimum bending radius for flexible lines.

According to P&W, the flexible lines on an engine, including those that carry flammable fluids under pressure (such as fuel, hydraulic fluid, and oil) are not life limited, but are replaced as required whenever one is damaged or found to have a leak. As previously noted, a review of the PW4000 engine manual shows that the only inspection required of a flexible line is a visual inspection of the connectors and, if there is suspicion of a leak, a pressure test. Because of the fire hazard that could occur if a kinked flexible line ruptures, causing a leak, it is reasonable to expect that more than just a visual inspection of the exterior of flexible lines that carry flammable fluids under pressure would be required. Therefore, the FAA should require engine manufacturers and their flexible line vendors to develop inspection criteria for flexible lines that carry flammable fluids under pressure and non-invasive techniques that could be accomplished during engine overhaul to inspect the lines under fire shields.

During the examination of some exemplar CP11 flexible fuel lines, it was noted that the line could be bent far in excess of the manufacturer's minimum bending radius without causing a kink in the braided wire or the internal PTFE liner. However, when a flexible line was bent while the investigator held a finger in one spot on the line, the line kinked almost immediately when it was bent. It appeared that when the line was bent, the position of the investigator's finger acted like a hinge point around which the line bent and formed the kink. The CP11 line, like most other flexible lines, is identified by a metal band that is wrapped around the outside of the fire sleeve. When a second line, which still had the identification ring in place, was bent, the identification ring also acted like a hinge point and it kinked directly adjacent to the ring too. During the investigation of the Blue Panorama Airlines engine fire, it was noted that the hole in the CP11 line was adjacent to

the identification tag. Because the identification tag acted like a hinge point that led to the kink in the line in the laboratory, it could similarly cause a kink in the flexible lines attached to components on the engine that are being removed and replaced by AMTs. Therefore, the FAA should require manufacturers of flexible lines to develop an alternate method for identifying flexible lines.

Therefore, the ANSV recommends that the Federal Aviation Administration:

- Require engine manufacturers to revise their engine manuals to include information that specifies the minimum bending radius for flexible lines.

In reply refer to: ANSV-24/194-1/A/04

- Require engine manufacturers and their flexible line vendors to develop inspection criteria for flexible lines that carry flammable fluids under pressure and non-invasive techniques that could be accomplished during engine overhaul to inspect the lines under fire shields.

In reply refer to: ANSV-25/194-2/A/04

- Require manufacturers of flexible lines to develop an alternate method for identifying flexible lines.

In reply refer to: ANSV-26/194-3/A/04

Original signed

Prof. Bruno Franchi
President, ANSV



U.S. Department
of Transportation

**Federal Aviation
Administration**

800 Independence Ave., S.W.
Washington, DC 20591

MAY 5 2005

Mr. Bruno Franchi
President, ANSV
via Attilio Benigni, 53
00156 Roma
Italy.

Dear Mr. Franchi:

The Office of Accident Investigation convened a Safety Recommendation Review Board to review the enclosed responses to FAA Safety Recommendations 04.237, 04.238 and 04.239. As a result, the Review board classified your recommendations as follows:

- 04.237 - "Open-Acceptable Alternate Action,"
pending revision of engine manuals.
- 04.238 - "Open-Acceptable Alternate Action,"
pending issuance of Service Information Report.
- 04.239 - "Open-Acceptable Alternate Action,"
pending review of part-making methodology and
revision of engine manuals.

If you have any questions, please contact Mr. Jeff Gorney,
AAI-210, at (202) 267-8748.

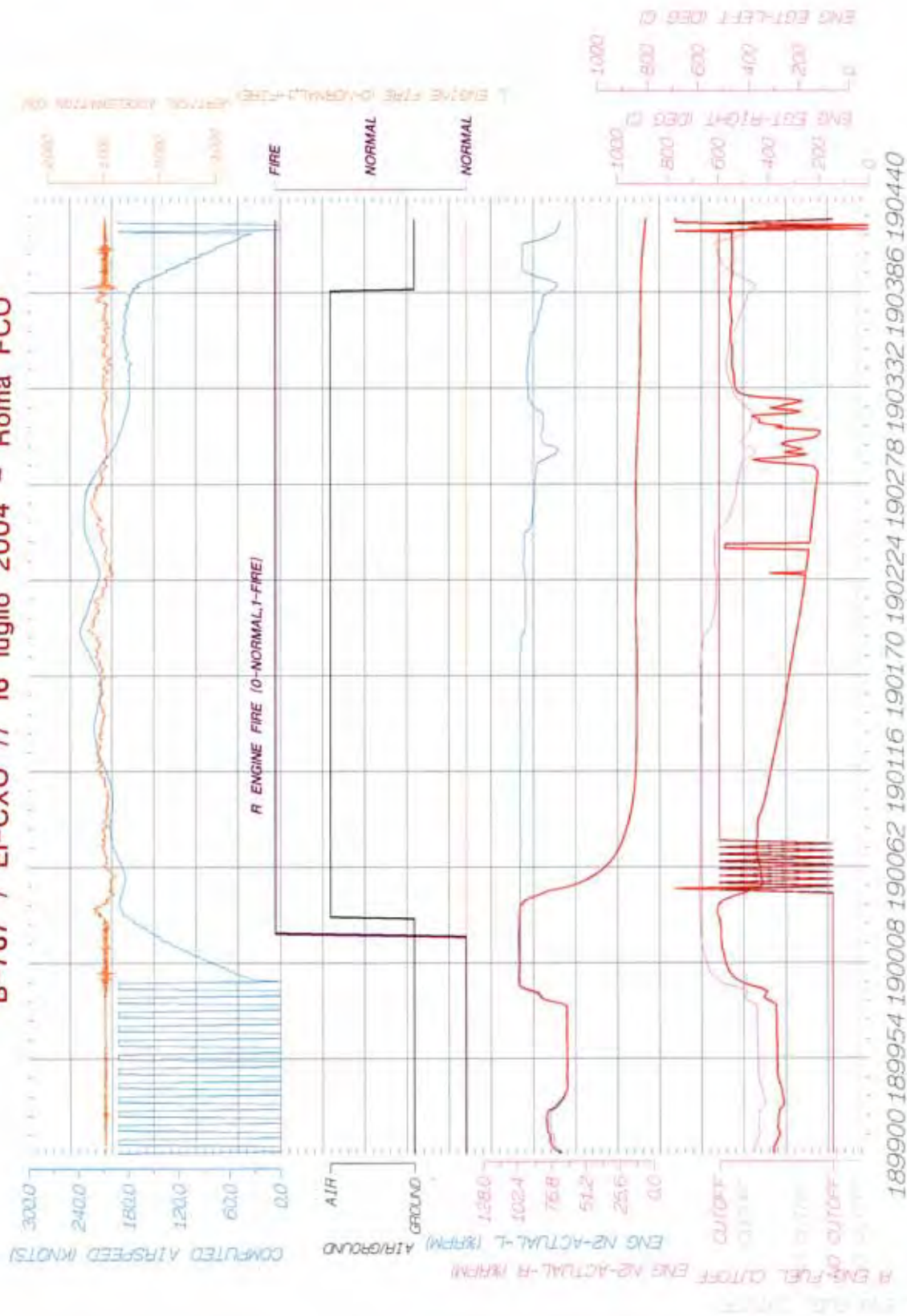
Sincerely,

Frank Del Gandio
Manager, Recommendation and
Analysis Division

Enclosures

cc: ANE-103 (P. Donato)

B-767 / EI-CXO // 16 luglio 2004 - Roma FCO

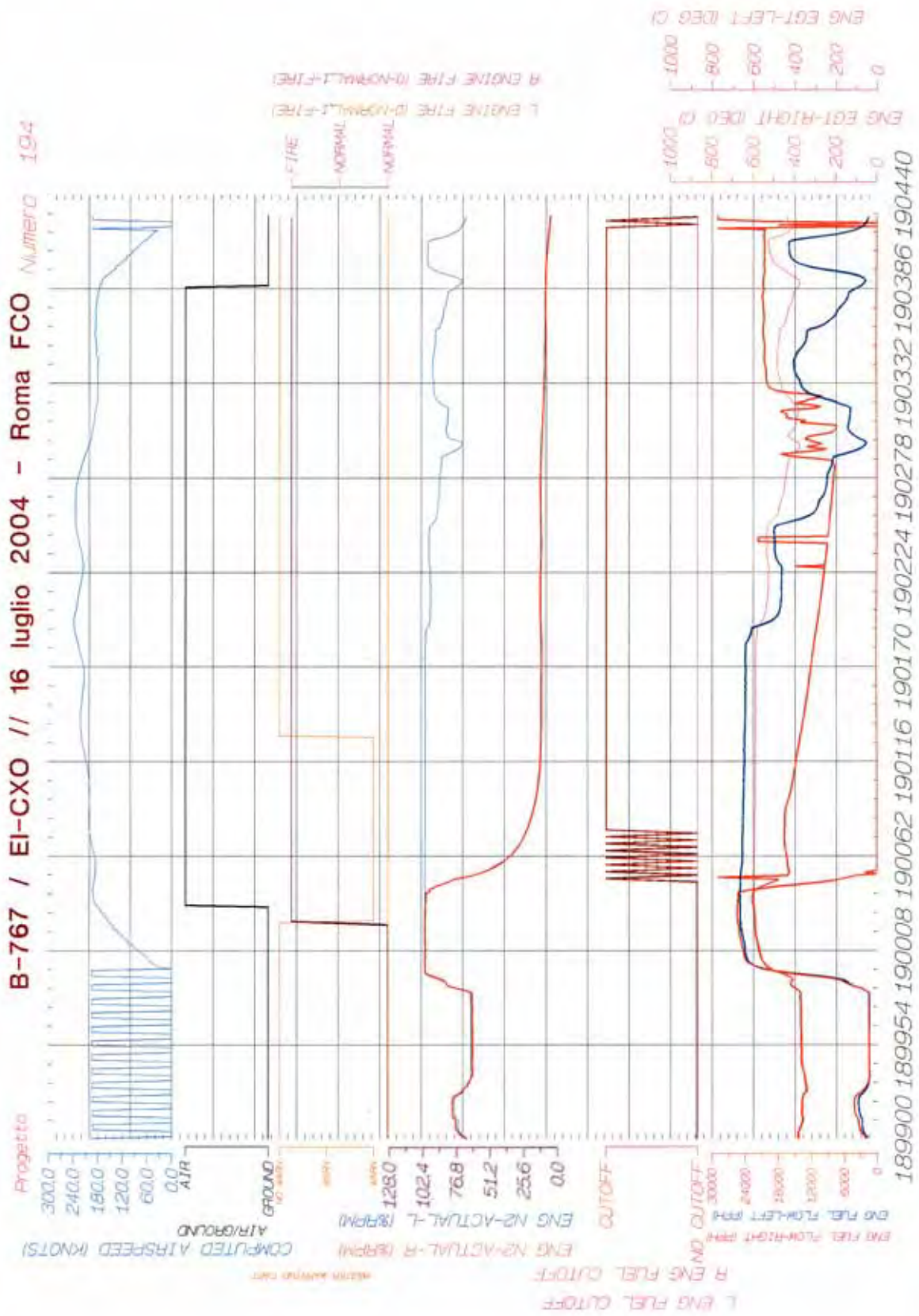


Dati definitivi - intero volo

Data di creazione: July 20, 2004

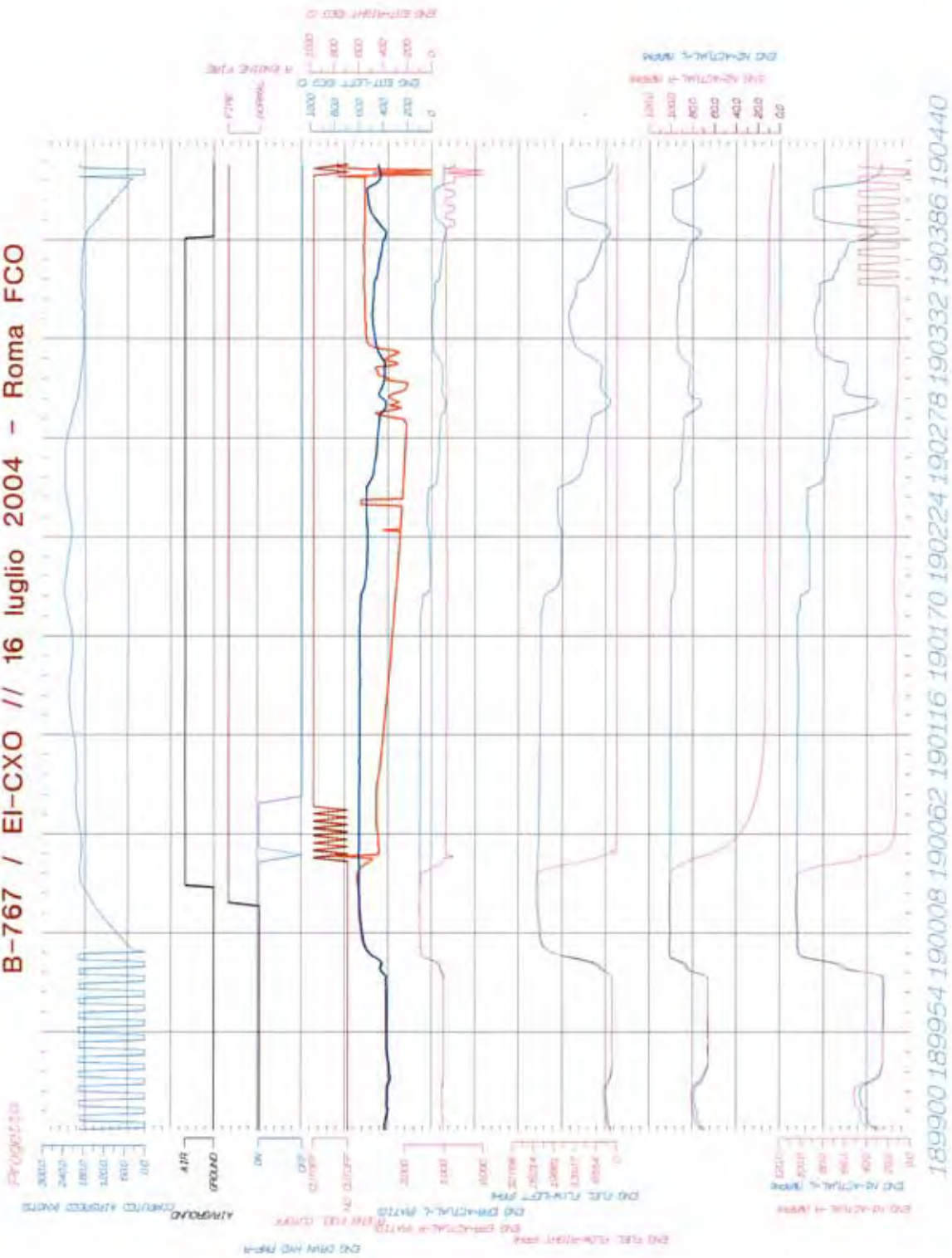
Reference Time (sec)

ANSV



ANSV

B-767 / EI-CXO // 16 luglio 2004 - Roma FCO

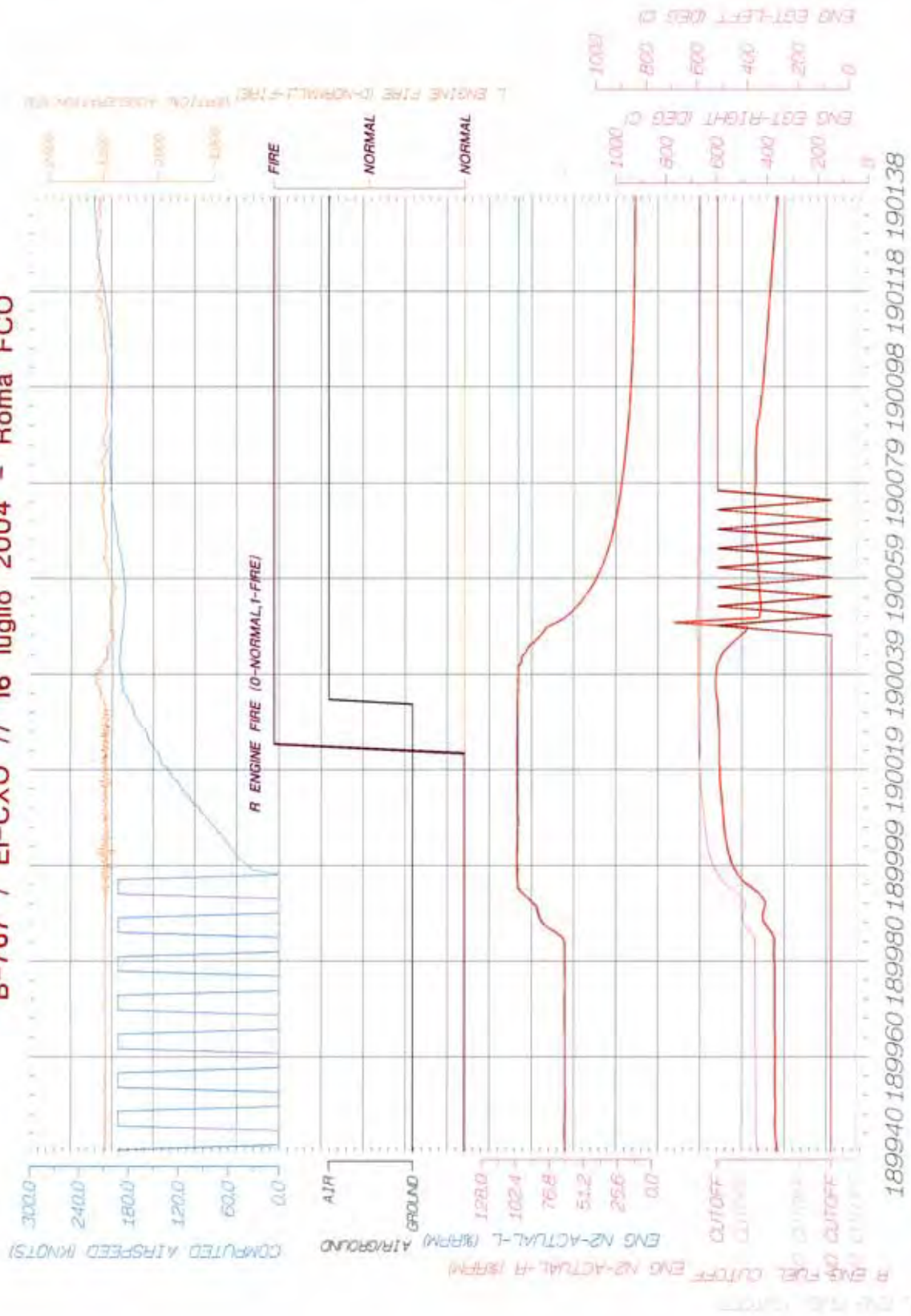


Dati definitivi / intero volo / parametri motori

Data di creazione: July 22, 2004

ANSV

B-767 / EI-CXO // 16 luglio 2004 - Roma FCO

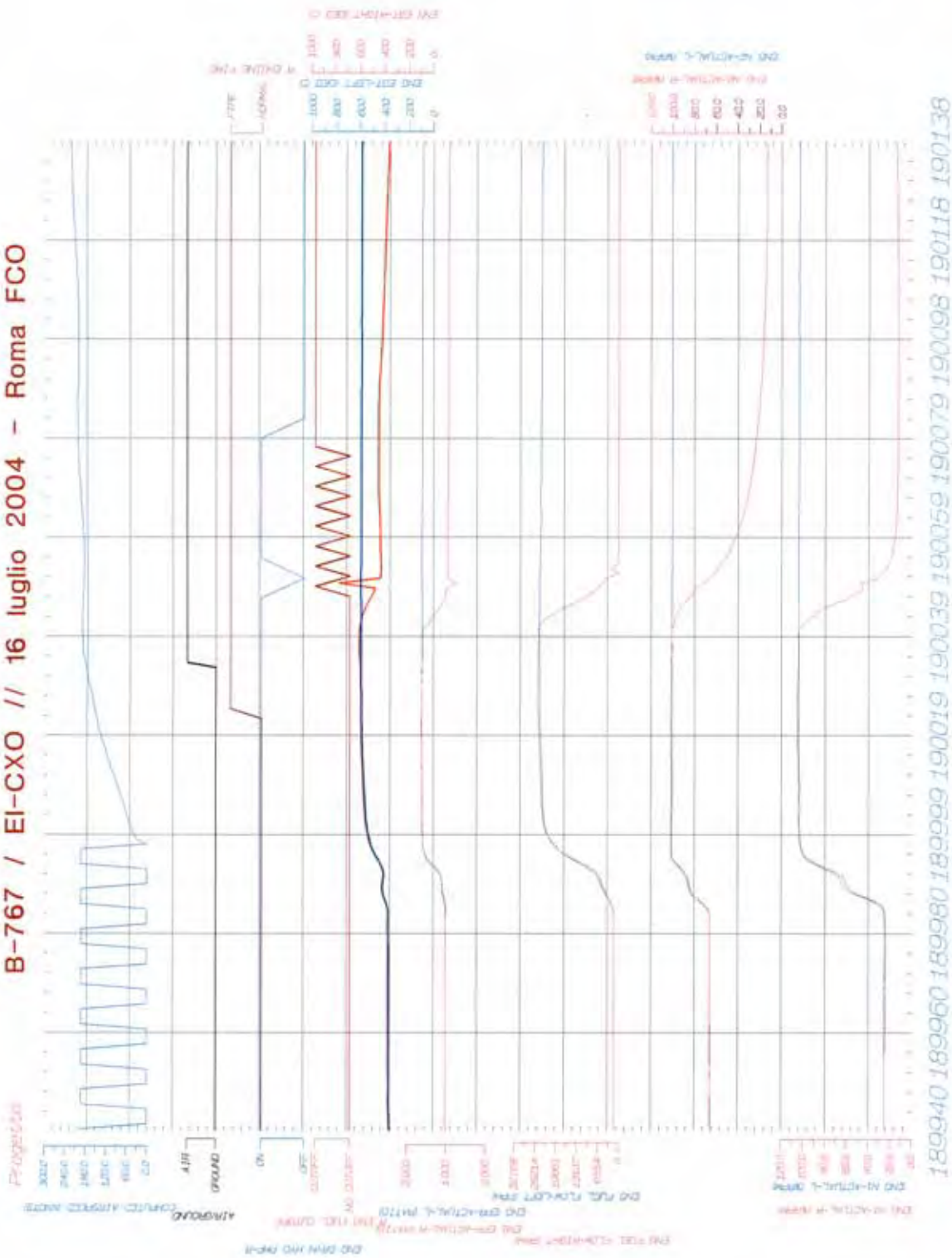


Dati definitivi -

Data di creazione: July 20, 2004

ANSV

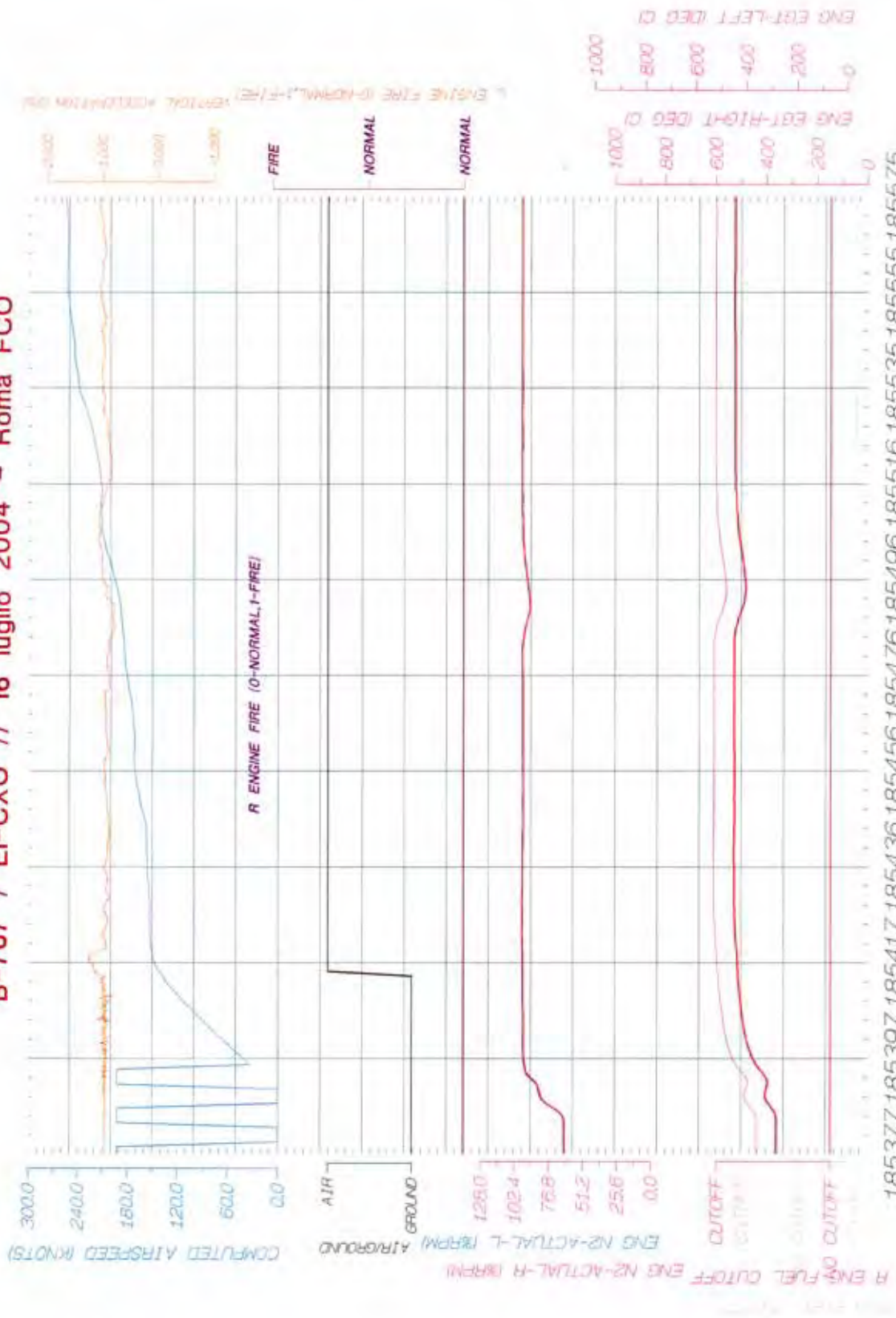
B-767 / EI-CXO // 16 luglio 2004 - Roma FCO



Dati definitivi / decollo / parametri motori
 Data di creazione: July 22, 2004

ANSV

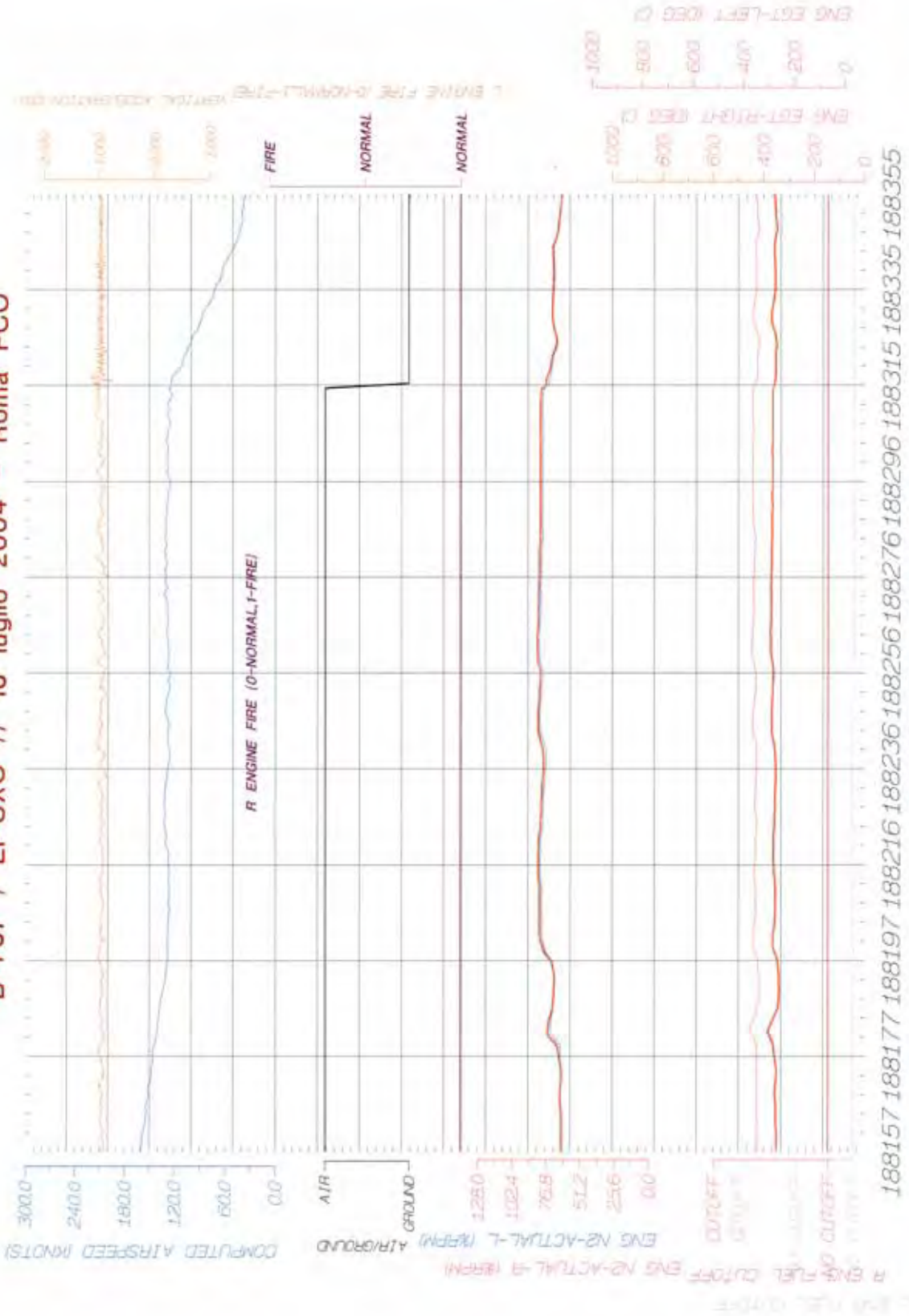
B-767 / EI-CXO // 16 luglio 2004 - Roma FCO



Dati definitivi -
 Data di creazione: July 20, 2004
decollo precedente

ANSV

B-767 / EI-CXO // 16 luglio 2004 - Roma FCO



188157 188177 188197 188216 188236 188256 188276 188296 188315 188335 188355

Reference Time (sec)

Dati definitivi - atterraggio precedente

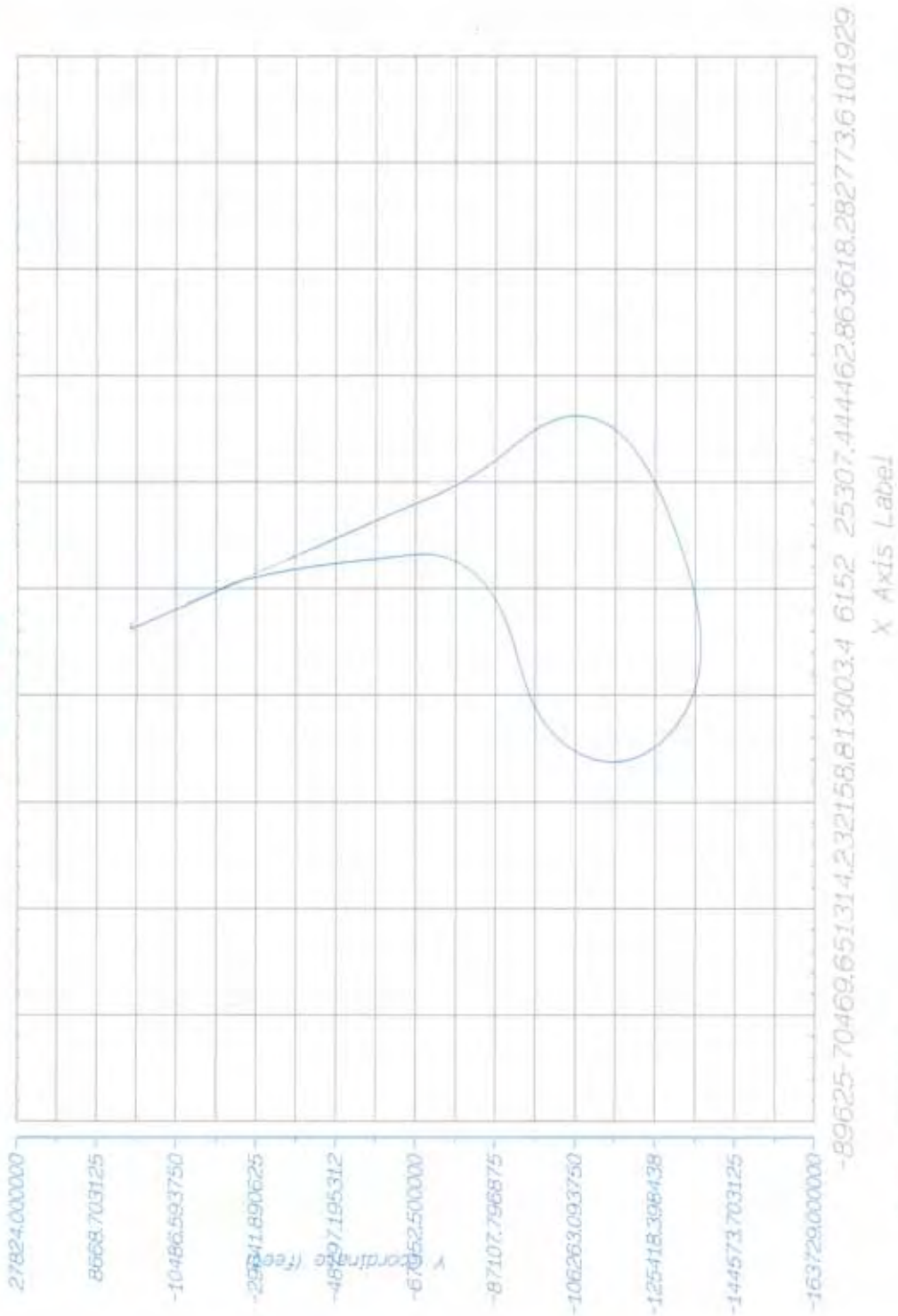
Data di creazione: July 20, 2004

ANSV

Traiettoria di volo

B-763 / B2-010

16 luglio 2004 / LIRF



Dati definitivi
Created: October 19, 2004

ANSYS Laboratorio

Files “.avi” relativi alla ricostruzione animata del volo EI-CXO dal decollo (pista 16R) fino al completo arresto (pista 34L).

Vedere CD