

INCONVENIENTE GRAVE MD-82, marche I-DACU

Tipo dell'aeromobile e marche	McDonnell Douglas MD-82, marche I-DACU.
Data e ora	25 settembre 2003, 10.42 UTC circa (12.42 ora locale).
Località dell'evento	Sulla verticale di Teano VOR, a FL 160.
Descrizione dell'evento	<p>L'aeromobile era decollato da Napoli Capodichino (LIRN) alle 10.33 UTC per Milano Linate (LIML). In fase di salita, attraversando FL 160, si avvertiva un forte rumore proveniente dalla parte posteriore dell'aeromobile, mentre le indicazioni strumentali del motore destro andavano a zero.</p> <p>L'equipaggio applicava la procedura di emergenza "ENGINE FIRE SEVERE DAMAGE OR SEPARATION". Completata la procedura e isolato il motore in avaria, l'equipaggio dichiarava emergenza e chiedeva di rientrare sull'aeroporto di partenza. Alle 10.50 UTC l'equipaggio cancellava la dichiarazione di emergenza e alle 10.55 UTC si portava all'atterraggio senza ulteriori inconvenienti.</p>
Esercente dell'aeromobile	Alitalia S.p.A.
Natura del volo	Trasporto pubblico passeggeri.
Persone a bordo	Sei membri di equipaggio (due piloti e quattro assistenti di volo) e 67 passeggeri.
Danni a persone e cose	Nessuno.
Informazioni relative al personale di volo	Entrambi i membri dell'equipaggio di condotta erano in possesso delle licenze e delle abilitazioni prescritte, in corso di validità.

Informazioni relative**all'aeromobile ed al propulsore**

Aeromobile.

Numero di serie: 53055.

Anno di costruzione: 1991.

Certificato di navigabilità in corso di validità.

Motore destro.

Costruttore e tipo: Pratt&Whitney USA - JT8D-217C

S/N: 718517.

Installato su I-DACU il: 20 giugno 2002.

Ore totali da nuovo: 27.025h (26.048 cicli).

Ore da ultima revisione: 2.248h (2.526 cicli).

Informazioni sull'aeroporto

Non pertinenti (n.p.).

Informazioni meteorologiche

Nessun fenomeno atmosferico significativo lungo la rotta riportato dall'equipaggio di condotta.

Altre informazioni

Caratteristiche del motore JT8D-200.

Il motore P&W JT8D serie 200, che equipaggia anche i velivoli tipo MD-80, è un turbofan a flusso assiale e rapporto di diluizione medio. La serie 200, entrata in linea nel 1980, rappresenta l'ultima evoluzione del motore JT8D, la cui progettazione ed entrata in servizio risale ai primi anni Sessanta. In particolare, la spinta erogata dai motori della serie 200 è stata incrementata da 14.000 a più di 20.000 libbre (20.850 a Maximum Take-Off Power) e le sue emissioni inquinanti e sonore sono state ridotte in accordo alle normative vigenti. La serie 200 raggruppa i modelli -209, -217, -217A, -219 e -217C, che differiscono tra loro per spinta erogata o caratteristiche costruttive minori.

Il JT8D è uno dei motori più diffusi al mondo, essendone stati prodotti più di 14.000, di cui circa 3.000 della serie 200.

Dal punto di vista costruttivo, il motore ha un'architettura a dop-

pio albero coassiale; quello più interno collega il fan mono-stadio ed il compressore di bassa pressione (LPC) a sei stadi alla turbina di bassa pressione (LPT), mentre quello esterno collega il compressore di alta (HPC – 7 stadi) alla turbina mono-stadio di alta pressione (HPT). Il gruppo di combustione posto tra compressore e turbina è essenzialmente costituito da nove camere di combustione del tipo *can-anular* (si vedano le fig. 1 e 2).

Tempistica di segnalazione dell'evento.

L'evento non è stato segnalato all'ANSV dai soggetti a ciò tenuti per legge, ma da un passeggero presente a bordo, a distanza di quasi due anni dal suo verificarsi. Tale tardiva comunicazione ha compromesso l'acquisizione, da parte dell'ANSV, di alcune informazioni (come ad esempio quelle relative ai tracciati radar ed alle comunicazioni terra-bordo-terra), nonché la conduzione delle indagini sul motore.

Analisi

Gestione dell'emergenza.

L'equipaggio ha gestito correttamente l'emergenza. Esso ha individuato tempestivamente la natura del problema ed ha applicato la procedura di emergenza prevista, conclusa dirigendo sul più vicino aeroporto disponibile. La gestione dell'emergenza non ha presentato difficoltà ulteriori, perché l'avaria del motore si è verificata nell'ambito di uno scenario favorevole, contraddistinto da buone condizioni meteorologiche ed in una fase di volo operativamente non particolarmente complessa.

Accertamento delle cause dell'avaria del motore s/n 718517.

L'indagine è stata condotta esclusivamente sul piano documentale, a causa della già ricordata tardiva comunicazione dell'evento. L'esame della documentazione tecnico-manutentiva relativa al motore S/N 718517 ha evidenziato che le operazioni di manutenzione programmata erano state effettuate da organizzazioni certificate, nel rispetto delle scadenze previste dal programma di

manutenzione approvato dalle autorità aeronautiche.

Sul motore erano stati introdotti i *Service Bulletin* P&W 6090, 6402 e 6149, il cui contenuto tecnico è descritto nel sottoparagrafo successivo.

Dall'esame del *technical logbook* dell'aeromobile e dei dati estratti dalla banca dati delle segnalazioni inconvenienti dell'operante (TRIM) è emerso che l'unico inconveniente significativo a carico del motore occorso nei giorni precedenti l'evento era stato il danneggiamento da *Foreign Object Damage* (FOD) di due palette del fan, riscontrato il 19 settembre 2003. L'ispezione boroscopica del compressore, eseguita il 21 settembre 2003, non aveva però riscontrato ulteriori danni interni e quindi il motore era stato riammesso in servizio, totalizzando circa 25 ore di funzionamento prima dell'avaria.

A seguito dell'evento il motore è stato sbarcato ed inviato per indagini e riparazione presso un'organizzazione di manutenzione approvata.

In sede di smontaggio si è riscontrato quanto segue:

- l'assenza di danni significativi al compressore ed al 1° e 2° stadio della LPT;
- la rottura di tutte le palette rotoriche del 3° e 4° stadio LPT, in corrispondenza della radice (fig. 3);
- il forte danneggiamento dei *cluster* statorici 3° e 4° stadio LPT (tre segmenti del 4° stadio mancanti);
- la perforazione del LPT *casing* in corrispondenza del piano di rotazione del 3° stadio LPT (fig. 4);
- la rottura/danneggiamento dei bulloni P/N ST1315-15 post-modifica SB 6149.

I frammenti delle palette del 3° e 4° stadio LPT rimasti fissati ai dischi turbina sono stati sottoposti ad indagini frattografiche, che non hanno consentito di identificare con certezza l'esatto meccanismo all'origine della rottura.

Tutte le superfici di frattura esaminate, infatti, presentano la morfologia tipica delle rotture fragili, senza evidenza di rotture progressive (fatica); non sono tuttavia state riscontrate tracce di

danni da ingestione di corpi estranei (FOD).

Esiste peraltro la possibilità, documentata nella casistica disponibile, di rotture a fatica ad alto numero di cicli (HCF), le cui evidenze siano state cancellate/danneggiate dalle palette stesse in fase di rottura.

Rottura palette 3° e 4° stadio rotore LPT – precedenti conosciuti.

L'evento descritto rientra nell'ampia casistica di rotture di palette del 3° e 4° stadio LPT dei motori -217 e -219.

A livello mondiale, nel periodo 1991-2003, sono stati segnalati circa 200 casi di rotture analoghe.

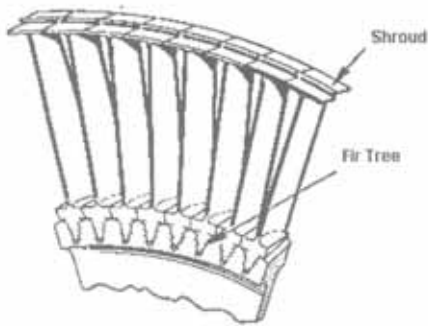
L'esercente dell'aeromobile, in particolare, ha registrato nello stesso periodo 1991-2003 14 casi occorsi alla sua flotta di 178 motori (117 tipo -217C e 61 tipo -217A), di cui tre, relativi a motori tipo -217C, concentratisi nel breve periodo compreso tra la fine di luglio 2003 e l'inizio di ottobre 2003. Al fine di inquadrare correttamente l'entità del problema è opportuno precisare che i citati 14 casi in 13 anni sono avvenuti a fronte di una altrettanto elevata attività, pari a circa 300.000 ore motore annue; conseguentemente, il rateo di spegnimenti in volo (IFSD *rate*) di questo tipo di motore causato da avarie, tra cui anche la rottura delle palette 3° e 4° stadio rotore LPT, si è mantenuto a livelli molto inferiori ai valori massimi indicati come accettabili dalla normativa applicabile.

Si ritiene utile aggiungere che gli aeromobili plurimotore sono progettati per poter volare in sicurezza anche con un motore non operativo e che gli equipaggi sono addestrati ad affrontare questa evenienza, tanto che un IFSD, in termini generali, è sempre un evento degno di attenta considerazione, ma non necessariamente significativo per la sicurezza del volo; lo diventa allorquando lo spegnimento sia provocato da un danneggiamento cosiddetto non contenuto (*uncontained*), cioè con proiezione di parti del motore (ad esempio di palette o parti dei dischi) circonferenzialmente, con perforazione dei *casing*. Ciò, infatti, potrebbe provocare ulteriori danni all'aeromobile o conseguenze fisiche per i passeggeri



Paletta 4° stadio rotore LPT.

se le parti si separassero penetrassero in fusoliera.



Schema costruttivo disco 4° stadio.



Tipica rottura a fatica (HCF) di una palaletta 4° stadio rotore turbina.

Meccanismo di rottura delle palette 3° e 4° stadio rotore LPT.

Il 3° e 4° stadio rotore turbina constano di 88 e 58 palette rispettivamente, fissate al disco rotore con un incastro a pino rovescio (si vedano la figura nella pagina precedente e quelle a fianco). L'altra estremità della palette presenta uno *shroud*, che, incastrandosi con gli *shroud* delle palette adiacenti, va a costituire un anello rigido circonferenziale esterno. Tale scelta costruttiva conferisce rigidità al disco turbina ed impedisce l'insorgere di fenomeni di risonanza delle palette; le stesse, infatti, durante il normale esercizio, sono sottoposte oltre che ai carichi aerodinamici, termici e centrifughi, anche ad una sollecitazione pulsante generata dalle nove camere di combustione. Le indagini sui primi casi di rottura delle palette del 3° e 4° stadio rotore LPT hanno stabilito che la progressiva usura delle superfici di contatto degli *shroud* rende possibile fenomeni di risonanza delle palette, che possono produrre rotture a fatica ad alto numero di cicli (*high cycle fatigue* – HCF) in corrispondenza della radice. Tali rotture progrediscono rapidamente fino al distacco di una palette ed alla conseguente distruzione di tutte le altre. Quello descritto è il meccanismo di rottura delle palette 3° e 4° stadio prevalentemente riscontrato (circa il 95% dei casi).

Provvedimenti correttivi adottati dal costruttore del motore.

Il costruttore ha cercato di ovviare a questa tipologia di rotture apportando alcune migliorie al disegno della palette del 3° e 4° stadio rotore LPT, allo scopo di ridurre l'usura delle aree di contatto degli *shroud*.

Ha quindi emesso, tra il 1989 ed il 1992, tre Service Bulletin (5867, 6029 e 6090) di modifica delle palette 3° e 4° stadio rotore LPT applicabili a diversi modelli della serie 200. Il SB 6090, in particolare, ha introdotto palette migliorate per il 4° stadio dei motori -217C e -219.

E' stata inoltre introdotta, con il SB 6149 del 19 gennaio 1994, la

modifica degli organi di collegamento tra i *casing* della turbina di bassa pressione e del cono di scarico, al fine di migliorare le caratteristiche di contenimento di un eventuale danno.

La modifica delle palette si è rivelata non del tutto efficace e casi di rottura per HCF di palette del 4° stadio rotore LPT di motori -217C hanno continuato a verificarsi.

Le palette modificate, inoltre, si sono rivelate prone anche ad un diverso tipo di rottura a fatica (*low cycle fatigue* - LCF), per ovviare al quale, con il SB 6402 del 9 marzo 2001, è stato introdotto un trattamento di indurimento superficiale (pallinatura) di un'area critica della paletta.

Il costruttore ha quindi ritenuto che anche i motori della serie -200 fossero soggetti ad un meccanismo di rottura analogo a quello che aveva interessato i motori JT8D appartenenti alle serie da -1 a -17AR (527 casi di rotture per HCF di palette del 3° e 4° stadio LPT avvenuti tra il 1973 ed il 1989, di cui 21 *uncontained*). Per quei motori il problema era stato risolto introducendo un limite massimo di usura dello *shroud* ed un controllo periodico (*Alert* SB 5913 del 2 aprile 1990), con conseguente sostituzione delle palette non rientranti nei limiti.

Con il SB 6224 del 12 ottobre 1995 è stato dunque introdotto anche per i motori della serie -200 il controllo periodico dell'usura degli *shroud* delle palette 3° e 4° stadio rotore LPT (solo 4° stadio per il tipo -217C). Il controllo va eseguito posizionando tra due palette adiacenti un attrezzo opportunamente sagomato, ruotando l'attrezzo e misurando la coppia (*torque*) necessaria a separare le palette (fig. 5). La coppia misurata è inversamente proporzionale all'usura degli *shroud*.

Nel febbraio 2000 la FAA statunitense ha reso obbligatorio tale controllo, ma ciò non ha comportato una significativa diminuzione dei casi di rottura delle palette del 4° stadio rotore LPT dei motori -217C.

Con il SB 6412 del 12 ottobre 2001 è stato infine introdotto un nuovo disegno delle palette 4° stadio LPT dei motori -217C, studiato per risolvere il problema delle rotture per LCF dello

shroud. L'introduzione delle nuove palette non è obbligatoria ed è stato emesso il SB 6416 datato 30 novembre 2001, che prevede l'ispezione boroscopica degli *shroud* delle palette rotore LPT 4° stadio pre SB 6412.

Provvedimenti cautelativi adottati dall'esercente e dal costruttore.
A seguito dei tre eventi di rottura di palette del 3° e 4° stadio rotore LPT avvenuti tra fine luglio e inizio ottobre 2003, di cui quello in argomento è il secondo, l'esercente, nel gennaio 2004, ha deciso di adottare autonomamente ulteriori provvedimenti cautelativi, portando l'intervallo di prima ispezione del gioco degli *shroud* da 7.000 a 3.500 ore e raddoppiando i punti di controllo (28 invece dei 14 prescritti dal SB 6224).

Nel giugno 2004 il costruttore ha aggiornato il SB 6224 e la FAA ha quindi emesso la AD 2005-02-03 P&W del 3 marzo 2005, con cui sono stati rivisti gli intervalli di ispezione del gioco degli *shroud*.

Mancata segnalazione dell'evento ad ANSV.

L'indagine tecnica condotta dall'Agenzia è stata compromessa dalla tardiva comunicazione dell'evento, segnalato da un passeggero del volo quasi due anni dopo il suo verificarsi.

La legislazione vigente all'epoca dei fatti imponeva (come impone ancora oggi) ad alcuni soggetti istituzionali l'obbligo di comunicare tempestivamente all'Agenzia incidenti ed inconvenienti gravi occorsi ad aeromobili dell'aviazione civile. Poiché un IFSD non rappresenta necessariamente un inconveniente grave e l'equipaggio aveva cancellato la dichiarazione di emergenza alcuni minuti prima dell'atterraggio, l'evento in questione non fu immediatamente portato a conoscenza della competente Direzione aeroportuale dell'ENAC, che avrebbe dovuto informarne l'Agenzia.

L'organizzazione tecnico-manutentiva dell'esercente ha poi informato dell'evento la struttura tecnica dell'ENAC ed il costruttore, attraverso l'emissione di una Segnalazione inconve-

nienti, documento con il quale è previsto comunicare le informazioni relative ad inconvenienti ed avarie occorsi al materiale di volo, che potrebbero influire negativamente sulle condizioni di navigabilità e per i quali si ritiene che vadano effettuati accertamenti tecnici per stabilirne le cause ed individuare eventuali provvedimenti correttivi. Questo tipo di segnalazione, considerata le sue finalità, non è stata indirizzata all’Agenzia e quindi l’evento non è emerso fino al momento della comunicazione effettuata dal passeggero.

Al fine di prevenire casi analoghi di mancata o tardiva segnalazione di eventi afferenti la sicurezza del volo ed anche in considerazione del fatto che l’Agenzia è titolata a classificare gli eventi come incidenti, inconvenienti gravi o inconvenienti, è stato siglato, nel novembre 2003, un protocollo d’intesa tra ANSV ed ENAC, per effetto del quale quest’ultimo si impegna a comunicare all’ANSV tutti gli eventi aeronautici significativi occorsi sul territorio nazionale ed inseriti nel proprio sistema informativo centralizzato.

Il decreto legislativo n. 213/2006, entrato in vigore nell’ottobre 2006, ha infine recentemente provveduto a disciplinare, in conformità con la direttiva 2003/42/CE, l’obbligo di segnalazione di alcune tipologie di eventi. Si può dunque ritenere che il rischio di mancata o tardiva comunicazione di eventi significativi si sia oggi notevolmente ridotto rispetto all’epoca dell’evento in argomento.

Causa identificata o probabile

L’avaria del motore destro è stata causata dalla rottura di una paletta del 3° o 4° stadio rotore della turbina di bassa pressione. Le indagini frattografiche non hanno consentito di stabilire con precisione la causa della rottura, anche se la stessa - considerata l’ampia casistica di rotture similari e l’assenza di evidenze che ne consentano l’attribuzione ad altri meccanismi di rottura - è probabilmente ascrivibile ad un fenomeno noto di rottura a fatica ad alto numero di cicli.

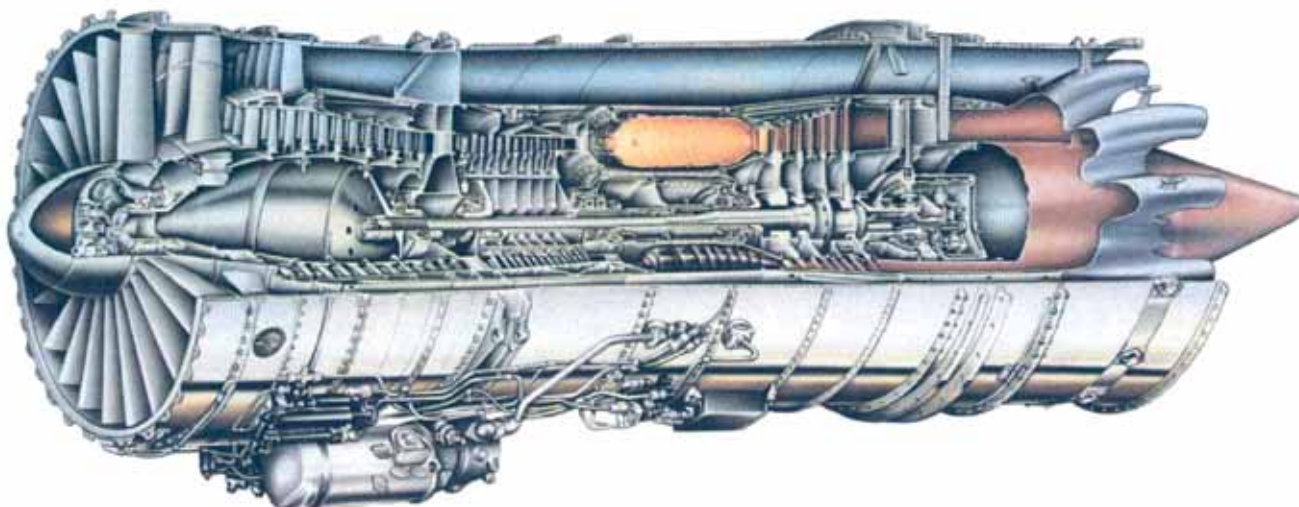
Raccomandazioni di sicurezza

La problematica tecnica all'origine dell'evento è nota e sono in corso da parte del costruttore e delle competenti autorità aeronautiche azioni tese alla risoluzione ed al controllo della stessa. Il rischio che possano verificarsi casi di mancata o tardiva comunicazione di eventi aeronautici significativi per la sicurezza del volo è stato notevolmente ridotto attraverso l'adozione di uno specifico accordo ANSV-ENAC e l'entrata in vigore di provvedimenti legislativi che regolano in modo dettagliato l'obbligo di comunicazione di eventi significativi per la sicurezza del volo. Non si ritiene pertanto necessario emettere raccomandazioni di sicurezza.

ALLEGATO A:

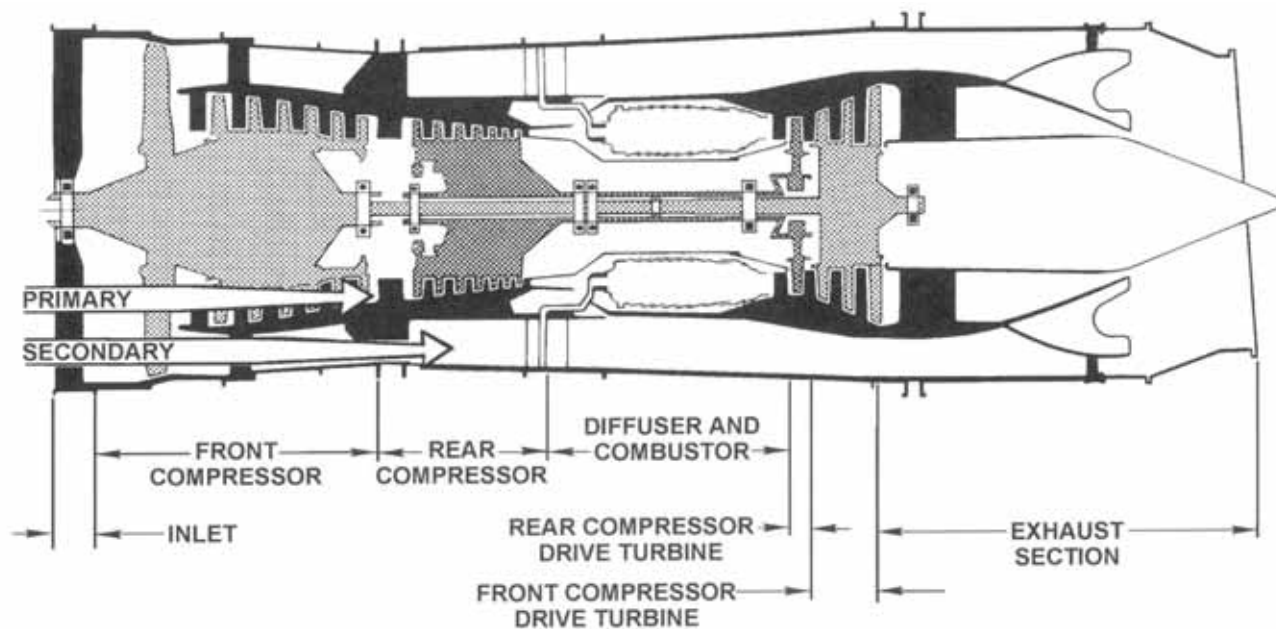
documentazione fotografica.

Fig. 1



Spaccato motore JT8D-200.

Fig. 2



Schema costruttivo semplificato del motore JT8D-200.

Fig. 3



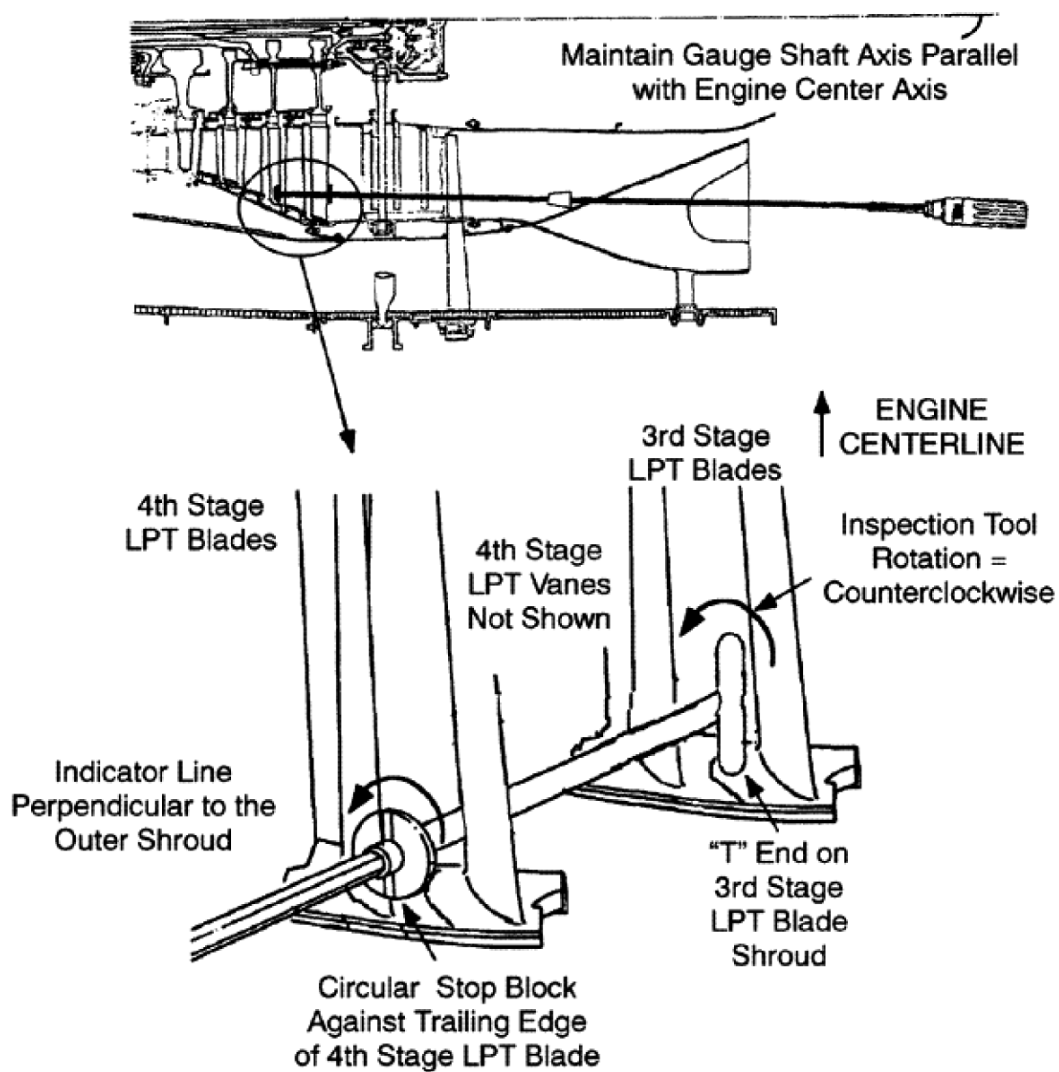
Danni al 3° e 4° stadio rotore turbina di bassa pressione.

Fig. 4



Perforazione casing Low Pressure Turbine all'altezza del 3° stadio rotore.

Fig. 5



Modalità di controllo del gioco palette 4° stadio rotore LPT (SB 6224).