

RELAZIONE D'INCHIESTA

**INCONVENIENTE GRAVE
occorso all'aeromobile
B787-8 marche di identificazione LN-LND,
aeroporto di Roma Fiumicino,
10 agosto 2019**

INDICE

INDICE	I
OBIETTIVO DELL'INCHIESTA DI SICUREZZA	III
GLOSSARIO.....	IV
PREMESSA.....	VII
CAPITOLO I – INFORMAZIONI SUI FATTI	1
1. GENERALITÀ	1
1.1. STORIA DEL VOLO.....	1
1.2. LESIONI RIPORTATE DALLE PERSONE	2
1.3. DANNI RIPORTATI DALL'AEROMOBILE.....	2
1.4. ALTRI DANNI	7
1.5. INFORMAZIONI RELATIVE AL PERSONALE.....	8
1.6. INFORMAZIONI SULL'AEROMOBILE.....	10
1.7. INFORMAZIONI METEOROLOGICHE	22
1.8. ASSISTENZA ALLA NAVIGAZIONE.....	22
1.9. COMUNICAZIONI	23
1.10. INFORMAZIONI SULL'AEROPORTO.....	25
1.11. REGISTRATORI DI VOLO	26
1.12. INFORMAZIONI SUL RELITTO E SUL LUOGO DI IMPATTO	38
1.13. INFORMAZIONI DI NATURA MEDICA E PATOLOGICA.....	38
1.14. INCENDIO	39
1.15. ASPETTI RELATIVI ALLA SOPRAVVIVENZA	39
1.16. PROVE E RICERCHE EFFETTUATE	40
1.17. INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI	61
1.18. INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI	74
1.19. TECNICHE DI INDAGINE UTILI O EFFICACI	87
CAPITOLO II – ANALISI.....	88
2. GENERALITÀ	88
2.1. CONDOTTA DEL VOLO.....	88
2.2. FATTORE TECNICO.....	91
2.3. FATTORE UMANO	96
2.4. FATTORE ORGANIZZATIVO.....	97
2.5. FATTORE AMBIENTALE.....	102
2.6. SOPRAVVIVENZA.....	103

CAPITOLO III – CONCLUSIONI.....	104
3. GENERALITÀ	104
3.1. EVIDENZE.....	104
3.2. CAUSE	106
CAPITOLO IV – RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA	108
4. RACCOMANDAZIONI.....	108
4.1. RACCOMANDAZIONE ANSV-10/1147-19/4/I/21	108
4.2. RACCOMANDAZIONI ANSV-11/1147-19/5/I/21 e ANSV-11/1147-19/6/I/21.....	109
4.3. RACCOMANDAZIONI ANSV-12/1147-19/7/I/21 e ANSV-12/1147-19/8/I/21.....	111
ELENCO ALLEGATI	114

OBIETTIVO DELL'INCHIESTA DI SICUREZZA

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

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

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

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

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

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

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

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

GLOSSARIO

(A): Aeroplane.

AAIB (UK): Air Accident Investigation Branch (UK), Autorità investigativa del Regno Unito per la sicurezza dell'aviazione civile.

AC: Advisory Circular.

AD: Airworthiness Directive, direttiva di aeronavigabilità.

ADR: Aeroporti di Roma SpA.

AIP: Aeronautical Information Publication, Pubblicazione di informazioni aeronautiche.

AMC: Acceptable Means of Compliance.

ANSV: Agenzia nazionale per la sicurezza del volo.

AOC: Air Operator Certificate, certificato di operatore aereo (COA).

AOHE: Air Oil Heat Exchanger.

APU: Auxiliary Power Unit.

ASDA: Accelerate-Stop Distance Available, distanza disponibile per accelerazione-arresto.

AT: AutoThrottle.

ATC: Air Traffic Control, controllo del traffico aereo.

ATCO: Air Traffic Control Officer.

ATL: Aircraft Technical Logbook.

ATPL: Airline Transport Pilot Licence, licenza di pilota di linea.

ATS: Air Traffic Services, servizi del traffico aereo.

BCAR: British Civil Airworthiness Requirements.

BFU: Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung, Autorità investigativa tedesca per la sicurezza dell'aviazione civile.

BRIEFING: descrizione preventiva di manovre o procedure.

CAA: Civil Aviation Authority, autorità dell'aviazione civile.

CAS: Crew Alerting System.

CAT: Commercial Air Transport, trasporto aereo commerciale.

CAVOK: condizioni di visibilità, copertura nuvolosa e fenomeni del tempo presente migliori o al di sopra di soglie o condizioni determinate.

CAW: Continued AirWorthiness.

CCM: Cabin Crew Member, membro dell'equipaggio di cabina.

CFL: Corrosion Fatigue Life-model.

CHECK LIST (scritto anche **CHECKLIST**): lista dei controlli.

CM: Certification Memorandum.

CM 1/2: Crew Member 1, Crew Member 2.

CMDR: Commander, comandante.

COCKPIT: cabina di pilotaggio.

CPL: Continous Parameter Log.

CPT: Captain, comandante.

CRM: Crew Resource Management, si definisce come l'uso efficace, da parte dell'equipaggio di volo, di tutte le risorse disponibili, al fine di assicurare operazioni di volo efficienti ed in sicurezza.

CS: Certification Specification, certificazione di specialità.

CS-E: Certification Specification for Engines.

CVR: Cockpit Voice Recorder, registratore delle comunicazioni, delle voci e dei rumori in cabina di pilotaggio.

DCA: Display and Crew Alerting.

DIFSD: Dual In-Flight Shut Down.

DML: DeMarcation Line, linea di demarcazione.

EAFR: Enhanced Airborne Flight Recorder.

EASA: European Union Aviation Safety Agency, Agenzia dell'Unione europea per la sicurezza aerea.

EDX: Energy Dispersive X-ray Spectroscopy.

EEC: Engine Electronic Controller.
EGT: Exhaust Gas Temperature, temperatura dei gas di scarico dei motori.
EHM: Engine Health Monitoring.
EICAS: Engine Instrument and Crew Alerting System.
EMU: Engine Monitoring Unit.
ENAV SPA: Società nazionale per l'assistenza al volo.
ESN: Engine Serial Number.
ETOPS: Extended-range Twin-engine Operational Performance Standard.
FAA: Federal Aviation Administration, Autorità dell'aviazione civile statunitense.
FCOM: Flight Crew Operating Manual.
FD: Flight Deck.
FDR: Flight Data Recorder, registratore di dati di volo.
FO: First Officer, primo ufficiale (copilota).
FOD: Foreign Object Debris, ma anche Foreign Object Damage.
FOHE: Fuel Oil Heat Exchanger.
FT: Foot (piede), unità di misura, 1 ft = 0,3048 metri.
FTL: Flight Time Limitation.
GM: Guidance Material.
GPWS: Ground Proximity Warning System, sistema di avviso di prossimità al terreno.
GS: Ground Speed, velocità al suolo.
HP: High Pressure.
HPT: High Pressure Turbine.
IAS: Indicated Air Speed, velocità indicata rispetto all'aria.
ICAO/OACI: International Civil Aviation Organization, Organizzazione dell'aviazione civile internazionale.
IDLE: posizione delle leve che comandano la potenza dei motori corrispondente al minimo regime.
IFR: Instrument Flight Rules, regole del volo strumentale.
IFSD: In-Flight Shut Down.
ILS: Instrument Landing System, sistema di atterraggio strumentale.
IP: Intermediate Pressure.
IPT: Intermediate Pressure Turbine.
IPTB: Intermediate Pressure Turbine Blade.
IR: Instrument Rating, abilitazione al volo strumentale.
KT: Knot (nodo), unità di misura, miglio nautico (1852 metri) per ora.
JAA: Joint Aviation Authorities.
JAR: Joint Aviation Requirements, disposizioni tecniche emanate dalle JAA.
JAR-E: Joint Aviation Requirements Engines.
LDA: Landing Distance Available, distanza disponibile per l'atterraggio.
LP: Low Pressure.
LPT: Low Pressure Turbine.
METAR: Aviation routine weather report, messaggio di osservazione meteorologica di routine.
MFD: Multi-Function Display.
MO: manuale operativo.
MTOM: Maximum Take Off Mass, massa massima al decollo.
ND: Navigation Display.
NGV: Nozzle Guide Vane, gruppo statorico.
NITS: N (Nature of the emergency) I (Intentions) T (Time available) S (Supplementary Informations), acronimo utilizzato in una compagnia aerea per sintetizzare il contenuto del *briefing* effettuato dal comandante al capocabina.
NM: Nautical Miles, miglia nautiche (1 nm = 1852 metri).
NMSB: Non-Modification Service Bulletin.
NOSIG: No Significant Changes, assenza di variazioni significative.

NSIA: Norwegian Safety Investigation Authority.
NTSB: National Transportation Safety Board, Autorità investigativa statunitense per la sicurezza dei trasporti.
ODMS: Oil Debris Monitoring System.
OEI: One Engine Inoperative.
OPT: On-Board Performance Tool.
PA: Public Address, sistema di comunicazione ai passeggeri.
PDA: Parts Detached from Aeroplanes.
PEA: Piano di emergenza aeroportuale.
PF: Pilot Flying, pilota che aziona i comandi.
PFD: Primary Flight Display, schermo principale dati di volo.
P/N: Part Number.
PNE: Predicted Number of Events.
RAT: Ram Air Turbine.
RCA (o REL CPT): Relief Captain.
RIPS: Recorder Independent Power Supply.
RPM: giri al minuto.
RWY: Runway, pista.
SAS: Secondary Air System.
SB: Service Bulletin.
SCCM: Senior Cabin Crew Member.
SEM: Scanning Electron Microscope.
SID: Standard Instrument Departure, partenza strumentale standard.
S/N: Serial Number.
SOP: Standard Operating Procedures.
SRGC: Safety Recommendation of Global Concern.
SRUR: Safety Recommendation of Union-wide Relevance.
TCAS: Traffic alert and Collision Avoidance System, apparato anticollisione installato a bordo degli aeromobili.
TCC: Turbine Case Cooling.
TGT: Turbine Gas Temperature.
TODA: Take-Off Distance Available, distanza disponibile per il decollo.
TORA: Take-Off Run Available, corsa disponibile per il decollo.
TPR: Turbofan Power Ratio.
TRA: Throttle Angle.
TWAS: Terrain Avoidance Warning System.
TWR: Aerodrome Control Tower, Torre di controllo dell'aeroporto.
UTC: Universal Time Coordinated, orario universale coordinato.
VMC: Visual Meteorological Conditions, condizioni meteorologiche di volo a vista.
VOR: VHF Omnidirectional radio Range, radiosentiero omnidirezionale in VHF.
VVF: Vigili del fuoco.

PREMESSA

L'inconveniente grave è occorso in data 10 agosto 2019, alle ore 14.46', sull'aeroporto internazionale di Roma Fiumicino "Leonardo da Vinci" ed ha interessato l'aeromobile tipo Boeing 787-8 immatricolato in Norvegia con marche di identificazione LN-LND.

Poco dopo il decollo, il motore sinistro mostrava vibrazioni eccessive e nel contempo, a causa dell'avaria in corso, espelleva frammenti di palette di turbina, che colpivano la semiala, la fusoliera e lo stabilizzatore orizzontale, per poi precipitare ancora ad elevata temperatura sulla sottostante città di Fiumicino (RM).

L'ANSV è stata informata dell'inconveniente grave il giorno stesso dell'evento e in pari data ha effettuato il primo sopralluogo operativo.

L'ANSV ha provveduto ad inviare la notifica dell'evento in questione, in accordo alla normativa internazionale e UE in materia (Allegato 13 alla Convenzione relativa all'aviazione civile internazionale, regolamento UE n. 996/2010) ai seguenti soggetti:

- NTSB, in rappresentanza dello Stato di progettazione e di produzione dell'aeromobile;
- UK AAIB, in rappresentanza dello Stato di produzione dei motori;
- BFU, in rappresentanza dello Stato di progettazione dei motori;
- NSIA, in rappresentanza dello Stato di immatricolazione dell'aeromobile e dell'operatore.

Le predette autorità investigative straniere hanno provveduto ad accreditare propri rappresentanti nell'inchiesta di sicurezza condotta dall'ANSV e si sono avvalse della collaborazione di propri consulenti, di seguito elencati, così come previsto dalla sopra menzionata normativa internazionale e UE:

- per NTSB, Boeing, azienda di progettazione e costruzione del B787;
- per BFU e UK AAIB, Rolls-Royce, azienda di progettazione e costruzione del motore Trent 1000, con cui era equipaggiato l'aeromobile coinvolto nell'evento;
- per NSIA, Norwegian Air Shuttle, operatore dell'aeromobile coinvolto nell'evento.

L'ANSV, sulla base di quanto contemplato dal regolamento UE n. 996/2010, si è avvalsa della collaborazione dell'EASA.

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

CAPITOLO I

INFORMAZIONI SUI FATTI

1. GENERALITÀ

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

1.1. STORIA DEL VOLO

In data 10 agosto 2019 il Boeing B787-8 marche di identificazione LN-LND (foto 1), volo DY7115, previsto FCO-LAX, decollava dalla RWY 16R dell'aeroporto internazionale di Roma Fiumicino "Leonardo da Vinci" alle 14.45'35".

Alle 14.46'07", dopo 32" di volo, a 1028 piedi radio altitude e 200 nodi GS, mentre l'aeromobile sorvolava la città di Fiumicino, l'equipaggio di volo avvertiva forti vibrazioni, seguite dai messaggi di malfunzionamento relativi al motore sinistro: "EEC MODE L" (14.46'08"), "LOSS OF TPR L", "ENG L EGT RED" (14.46'14"), "ENG LIMIT EXCEED L" (14.46'16") e "OVERHEAT ENG L" (14.46'20"). Poco dopo veniva quindi valutata la necessità di spegnere il motore sinistro e di rientrare all'aeroporto di partenza (tracciato seguito dall'aeromobile in figura 1). Alle 15.10'10" avveniva un atterraggio *overweight* con un motore non operativo (OEI). L'aeromobile lasciava autonomamente la pista di atterraggio, fermandosi sul raccordo "H", dove, già sul posto, i Vigili del fuoco si disponevano a protezione del velivolo. Questi ultimi, osservando un principio di incendio al carrello principale, lo sopprimevano mediante estintori portatili a polvere. Successivamente, avvenivano le procedure di sbarco dei passeggeri senza ulteriori inconvenienti.



Foto 1: B787-8 marche LN-LND.

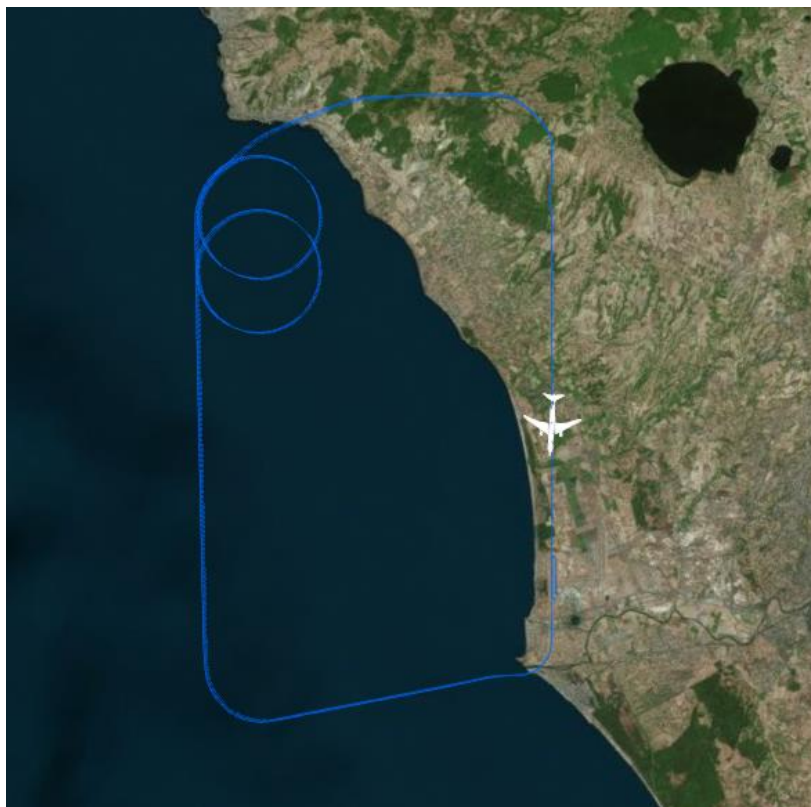


Figura 1: tracciato del volo effettuato dal B787-8 marche LN-LND.

1.2. LESIONI RIPORTATE DALLE PERSONE

Lesioni	Equipaggio	Passeggeri	Totale persone a bordo	Altri
Mortali	0	0	0	0
Gravi	0	0	0	0
Lievi	0	0	0	0
Nessuna	12	286	298	0
Totali	12	286	298	0

1.3. DANNI RIPORTATI DALL'AEROMOBILE

Il B787-8 marche LN-LND era propulso con due Rolls-Royce Trent 1000 G/01A *package B*. Dopo l'evento, il motore sinistro non mostrava esternamente alcun particolare segno di danno, ad eccezione degli ultimi due stadi della turbina e di uno degli statori, che risultavano gravemente danneggiati.

Numerosi frammenti venivano rinvenuti nel cono di scarico, dal quale erano visibili i danneggiamenti all'ultimo stadio della turbina (foto 2).

Il velivolo mostrava fori e segni di impatto sotto il flap n. 2, carenatura del flap e sullo stabilizzatore orizzontale (foto da 3 a 7). Diversi impatti di piccole dimensioni venivano trovati anche sulla fusoliera (foto 8), costituita prevalentemente in materiale composito in fibra di carbonio. Gli pneumatici del carrello principale sinistro si sono sgonfiati a causa della

elevata temperatura indotta dalla frenata in conseguenza dell'atterraggio *overweight* (foto 9). A valle dell'evento sono stati effettuati dei controlli boroscopici sul motore sinistro, che hanno messo in evidenza come il danneggiamento primario si sia generato per il distacco di una paletta IPT (foto 10), la quale ha indotto il distacco anche di quella immediatamente adiacente e successivamente una serie di ulteriori danni, che verranno trattati in maggior dettaglio al paragrafo 1.16.



Foto 2: danneggiamenti del motore sinistro visibili dall'esterno.



Foto 3: danneggiamenti al flap.



Foto 4: danneggiamenti al flap.

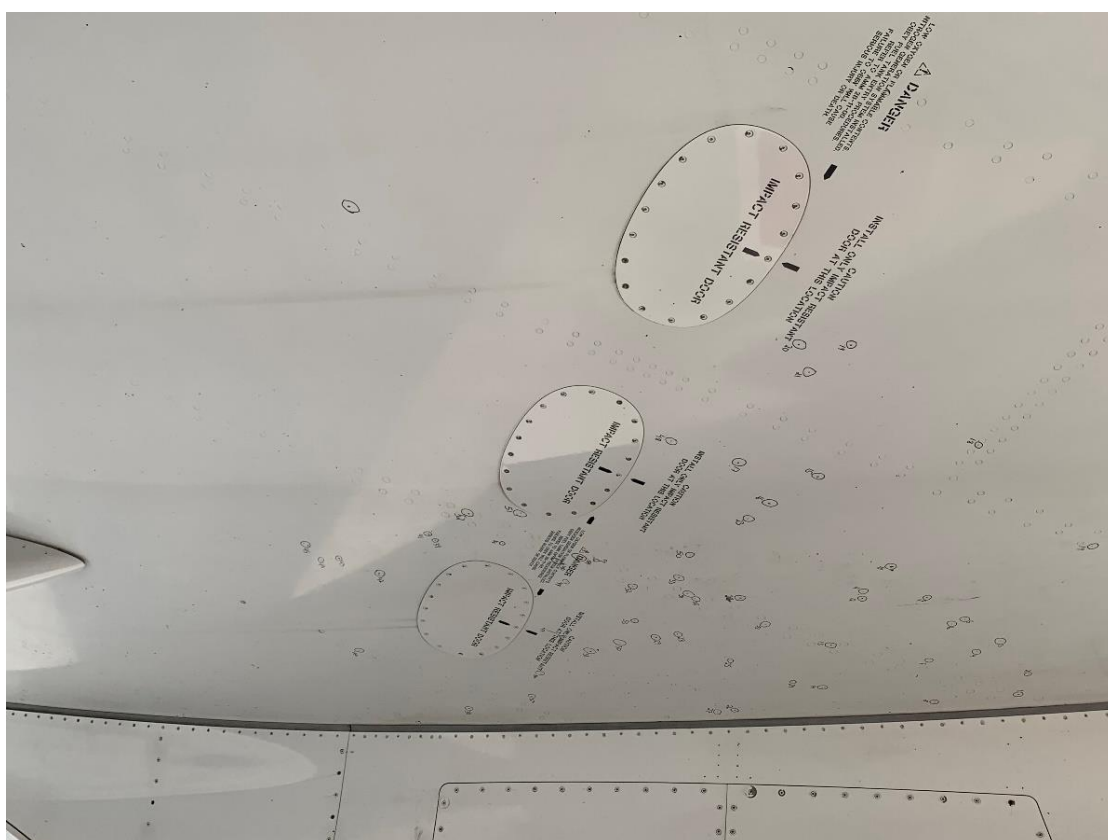


Foto 5: danneggiamenti semiala.



Foto 6: danneggiamenti al pylon fairing.



Foto 7: punti di danneggiamento esterni dello stabilizzatore orizzontale.

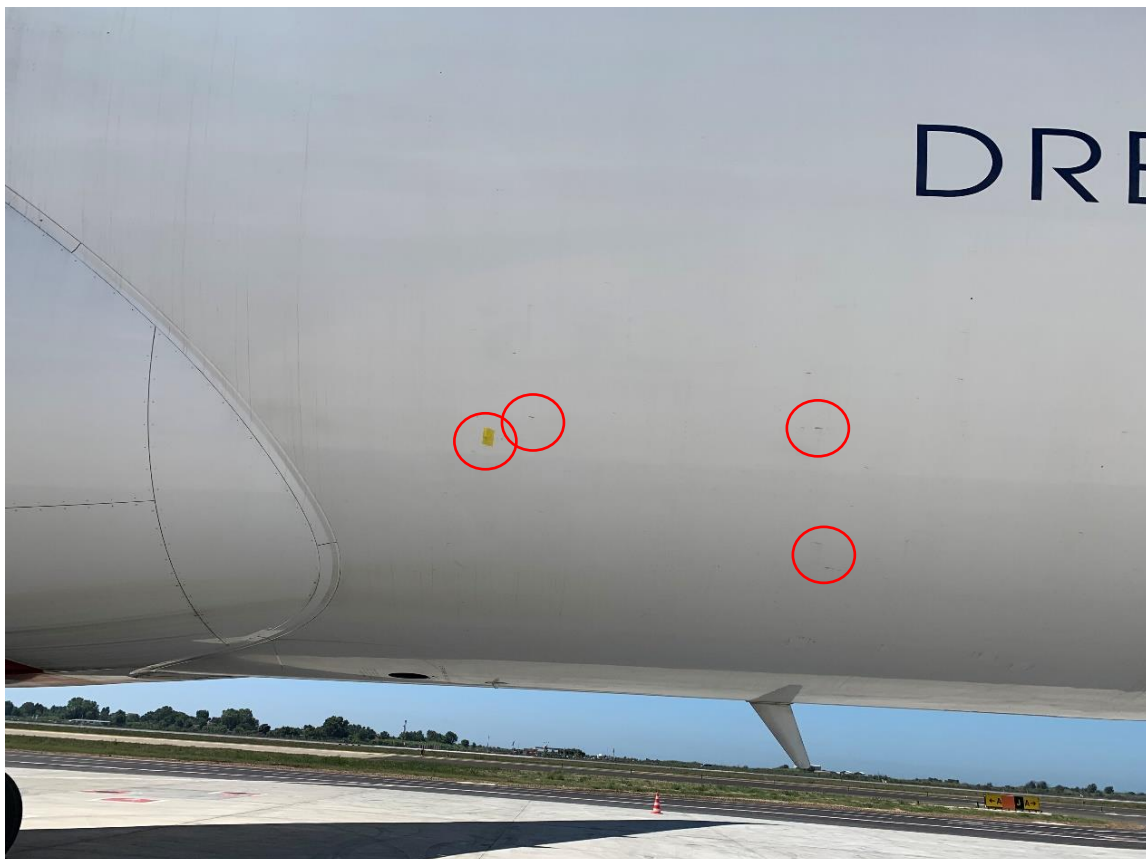


Foto 8: punti di danneggiamento sulla fusoliera.



Foto 9: pneumatici carrello principale sinistro sgonfi.



Foto 10: superficie di rottura del danneggiamento primario costituito dal distacco di una paletta IPT, che ha indotto la rottura di quella adiacente e successivamente gli ulteriori danni nel motore descritti al paragrafo 1.16.

1.4. ALTRI DANNI

Circa 4 kg di detriti (principalmente frammenti di palette, foto 11) provenienti dal motore sinistro sono stati recuperati nelle strade di Fiumicino (la città posta nella zona prossima all'aeroporto, dettaglio nel rettangolo rosso in figura 2), lungo la direzione del prolungamento della pista, dove sono stati segnalati dalla popolazione numerosi danni ad automobili (principalmente ai parabrezza, ai lunotti e ammaccature alle carrozzerie) (foto 12) e ad abitazioni (principalmente tendaggi bucati). Non sono stati trovati detriti nell'area dell'aeroporto. I frammenti di palette ritrovati di maggiori dimensioni avevano un peso di circa 100 g. La successiva analisi del motore presso il costruttore ha consentito di stimare come le parti fuoriuscite dal cono di scarico avessero un peso complessivo di circa 38,2 kg.



Foto 11: frammenti di palette della turbina recuperati nelle strade di Fiumicino.



Foto 12: danneggiamento di una automobile (fonte Repubblica.it).

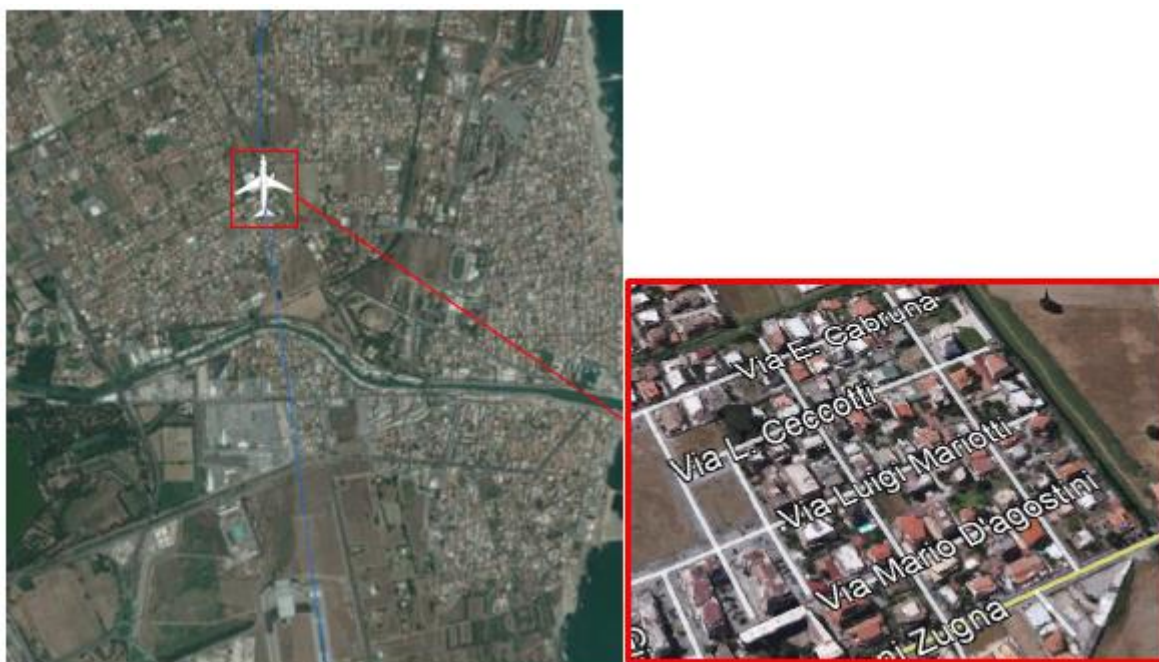


Figura 2: posizione dell'aeromobile al momento dell'attivazione del parametro FDR discreto "Eng1 Vib Warn"; dettaglio delle strade dove è stata rinvenuta la maggior parte dei frammenti delle palette della turbina.

1.5. INFORMAZIONI RELATIVE AL PERSONALE

È previsto che l'equipaggio di condotta del B787 sia composto da un comandante e da un primo ufficiale. Il MO dell'operatore, in aderenza ai requisiti del regolamento UE 83/2014¹, prevede la possibilità che vengano effettuati voli in *augmented flight crew*, ovvero con equipaggio aggiuntivo rispetto a quello minimo previsto. Questo consente ai membri dell'equipaggio di poter effettuare turni di riposo in volo e, all'occorrenza, di poter essere sostituiti da personale opportunamente qualificato. I compiti e le responsabilità del *relief*

¹ Regolamento UE n. 83/2014 della Commissione del 29 gennaio 2014, recante modifica del regolamento UE n. 965/2012 che stabilisce i requisiti tecnici e le procedure amministrative per quanto riguarda le operazioni di volo.

captain sono dettagliati anch'essi nel MO dell'operatore. Infatti, nel volo dell'evento era presente nel *cockpit* anche un *relief captain*, che è secondo in comando quando il comandante lascia la cabina di pilotaggio e in presenza del comandante può essere impiegato come copilota. Inoltre, il terzo membro dell'equipaggio gioca un ruolo di *monitoring* e di supporto decisionale, oltre a poter effettuare eventuali *task* delegatigli direttamente dal comandante. L'operatore coinvolto nell'evento organizza per i comandanti che svolgono le funzioni di *relief captain* un "RCA Course", durante il quale vengono rappresentate situazioni operative in *augmented crew*, coprendo ed approfondendo aspetti di CRM e MCC nel "RCA upgrade course".

1.5.1. Equipaggio di condotta

Comandante

Generalità: maschio, nazionalità austriaca, età 49 anni.
Licenza: ATPL(A), in corso di validità.
Abilitazioni in esercizio: B777, B787, IR.
English proficiency level: livello 6 ICAO.
Controlli periodici: *proficiency check* B777, B787; IR effettuato in data 21.4.2019.
Controllo medico: certificato medico di classe prima, in corso di validità.
Esperienza di volo del comandante:

- ore volate negli ultimi 90 giorni: 115;
- ore volate negli ultimi 30 giorni: 34;
- ore volate negli ultimi 7 giorni: 0.

Esperienza totale di volo 12.903 ore, di cui 1393 ore su B787.

Relief Captain

Generalità: maschio, nazionalità tedesca, età 37 anni.
Licenza: ATPL(A), in corso di validità.
Abilitazioni in esercizio: B777, B787, IR.
English proficiency level: livello 6 ICAO.
Controlli periodici: *proficiency check* B777, B787; IR effettuato in data 10.3.2019.
Controllo medico: certificato medico di classe prima, in corso di validità.
Esperienza di volo del *relief captain*:

- ore volate negli ultimi 90 giorni: 204;
- ore volate negli ultimi 30 giorni: 92;
- ore volate negli ultimi 7 giorni: 8.

Esperienza totale di volo 8356 ore, di cui 673 ore su B787.

Primo ufficiale

Generalità: maschio, nazionalità danese, età 37 anni.

Licenza: ATPL(A), in corso di validità.

Abilitazioni in esercizio: B777, B787, IR.

English proficiency level: livello 6 ICAO.

Controlli periodici: *proficiency check* B777, B787; IR effettuato in data 4.5.2019.

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

Esperienza di volo del primo ufficiale:

- ore volate negli ultimi 90 giorni: 156;
- ore volate negli ultimi 30 giorni: 44;
- ore volate negli ultimi 7 giorni: 24.

Esperienza totale di volo 2882 ore, di cui 953 ore su B787.

1.6. INFORMAZIONI SULL'AEROMOBILE

1.6.1. Informazioni generali²

Il B787 Dreamliner (figura 3), costruito dalla statunitense Boeing, è un velivolo *wide-body* dell'aviazione commerciale, bimotore, utilizzato per i voli di medio/lungo raggio.

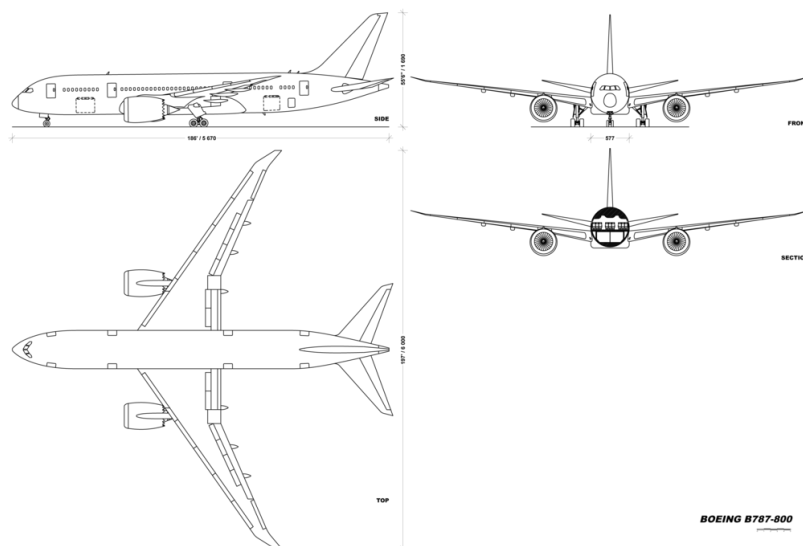


Figura 3: Boeing 787-8 viste schematiche.

² Le figure del presente paragrafo sono tratte da BOEING, 787 Systems – Rolls-Royce Engines, Rev 1.0.

L'aeromobile possiede certificazione ETOPS. In merito alle strutture, più del 50% dell'aeromobile è costituito di fibra di carbonio.

L'aeromobile è dotato di un DCA, il quale fornisce all'equipaggio indicazioni audio e video necessarie alla condotta del volo. I PFD, MFD e EICAS forniscono:

- *air data;*
- *inertial reference data;*
- *navigation data;*
- *engine data;*
- *airplane system data;*
- *communication data;*
- *checklist data.*

Lo scopo dell'EICAS consiste nel fornire all'equipaggio comunicazione immediata circa le condizioni non-normali che si stiano verificando. I messaggi riguardano le seguenti condizioni e sono di tipologia audio, video e tattile:

- *stall warning;*
- *crew alerting;*
- *configuration warnings;*
- *altitude alert.*

Anche le seguenti funzioni sono integrate:

- *weather radar;*
- TCAS;
- TWAS.

Le informazioni vengono presentate su MFD, i quali possono alternativamente mostrare le seguenti pagine specifiche (figura 4):

- EICAS;
- ND;
- *control display unit;*
- *status display;*
- *electronic checklist displays;*
- *communication management display;*
- *synoptic display;*
- *maintenance pages.*

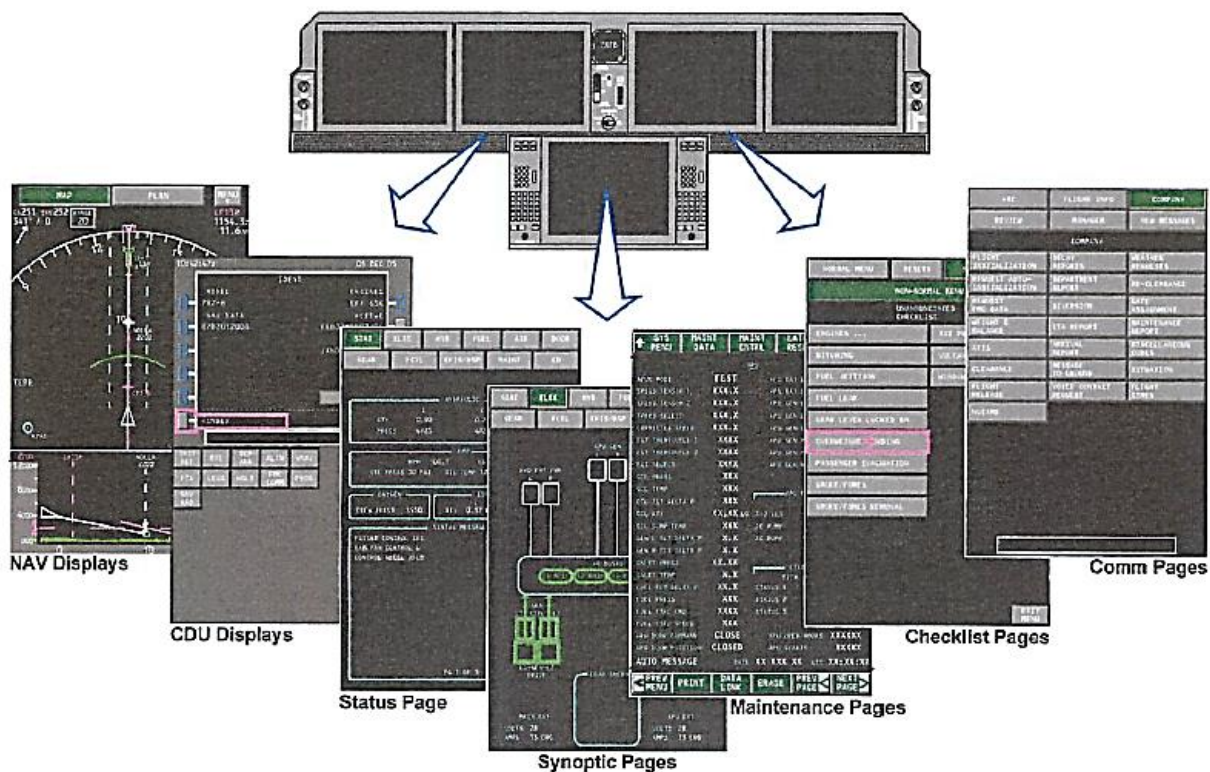


Figura 4: possibilità visualizzazione MFD.

Nel dettaglio, risulta di interesse per la trattazione dell'evento in argomento elencare i dati mostrati dall'EICAS nelle normali condizioni (figura 5):

- *total air temperature;*
- *thrust mode;*
- *selected temperature derate;*
- TPR;
- N1 rotor speed;
- EGT;
- N2 rotor speed;
- N3 rotor speed;
- *fuel flow;*
- *oil pressure;*
- *oil temperature;*
- *oil quantity;*
- *engine vibration;*
- *crew alert messages;*
- *status alert;*
- *inflight start information;*

- *landing gear position;*
- *flap/slat position;*
- *horizontal stabilizer position;*
- *rudder trim;*
- *airplane gross weight;*
- *total fuel weight;*
- *static air temperature;*
- *fuel temperature.*

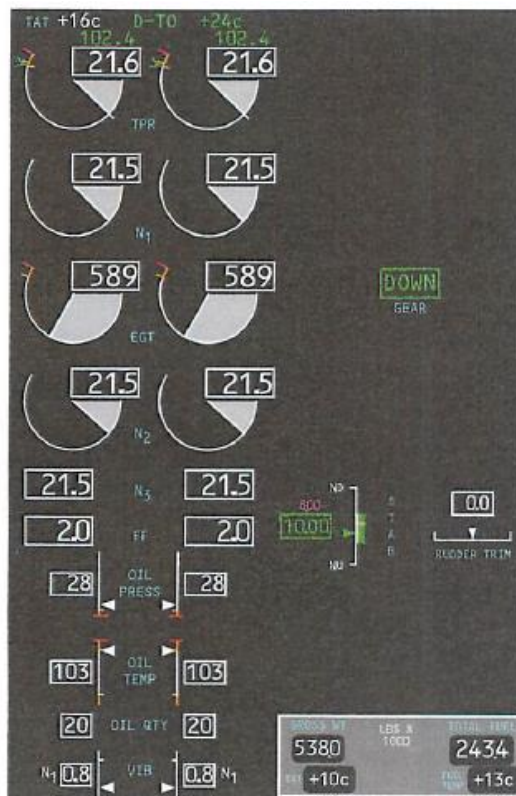


Figura 5: EICAS modalità visualizzazione *normal*.

Nelle condizioni *non-normal* (figura 6) le indicazioni motore sono mostrate in rosso, ambra o bianche, per evidenziare le *exceedance* e i relativi livelli di gravità. I messaggi di allerta sono della seguente tipologia.

- *Warnings* (rosso): si tratta di messaggi che richiedono azione immediata da parte dell'equipaggio; sono associati a effetti sonori (campana, sirena o voce).
- *Cautions* (ambra): si tratta di messaggi che richiedono conoscenza immediata, da parte dell'equipaggio, della condizione che li ha generati; sono associati a segnali sonori (*beep*).

- *Advisories* (ambra): si tratta di messaggi che richiedono la conoscenza, da parte dell'equipaggio, della condizione che li ha generati.
- *Communications* (bianco): si tratta di messaggi che richiedono la conoscenza, da parte dell'equipaggio, della condizione che li ha generati; sono associati a segnali sonori (toni alti o bassi).
- *Memo* (bianco): si tratta di *reminder* per l'equipaggio della condizione che li ha generati.

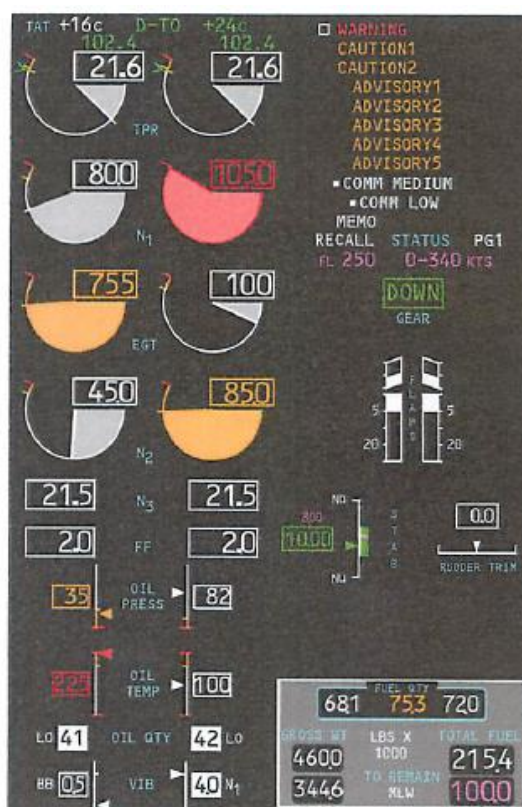


Figura 6: EICAS modalità visualizzazione *non-normal*.

Nella gestione dell'aeromobile l'equipaggio può selezionare la visualizzazione delle *checklist* elettroniche sugli MFD (figura 7). Le *NORMAL checklist* visualizzabili sono le seguenti:

- *preflight*;
- *before start*;
- *after start*;
- *before takeoff*;
- *approach*;
- *landing*;
- *shutdown*;
- *secure*.

Le NON-NORMAL *checklist* sono invece le seguenti:

- *unannunciated checklists;*
- *airplane general, emergency equipment, doors, windows;*
- *air systems;*
- *anti-ice and rain protection;*
- *automatic flight;*
- *communications and datalink;*
- *electrical;*
- *engines and APU;*
- *fire protection;*
- *flight controls;*
- *flight instrument and displays;*
- *flight management and navigation;*
- *fuel;*
- *hydraulics and RAT;*
- *landing gear;*
- *warning systems and tail strike.*

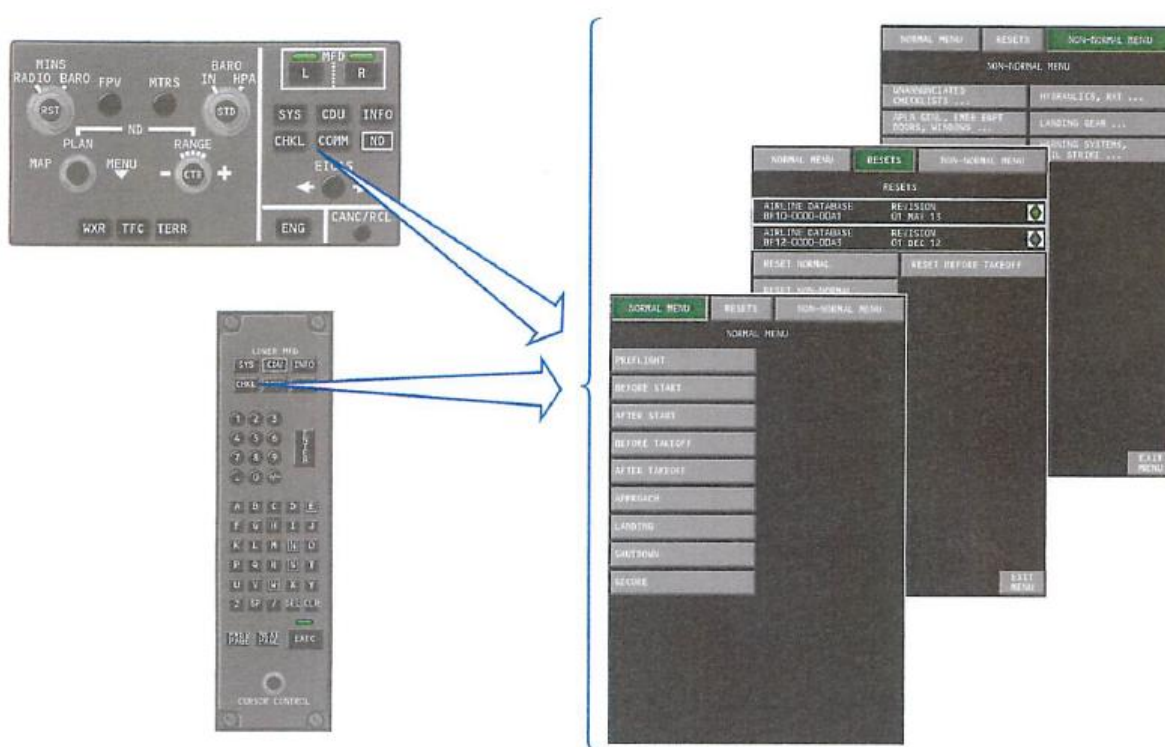


Figura 7: EICAS presentazione *checklist*.

1.6.2. Motore

Il Boeing 787 viene prodotto con due differenti motorizzazioni: General Electric GENx e Rolls-Royce Trent 1000. Nel dettaglio, il B787 dell'evento possedeva questa ultima motorizzazione.

Il Trent 1000 è un turbofan trialtro ad alto rapporto di by-pass (figura 8) approssimativamente 10:1.

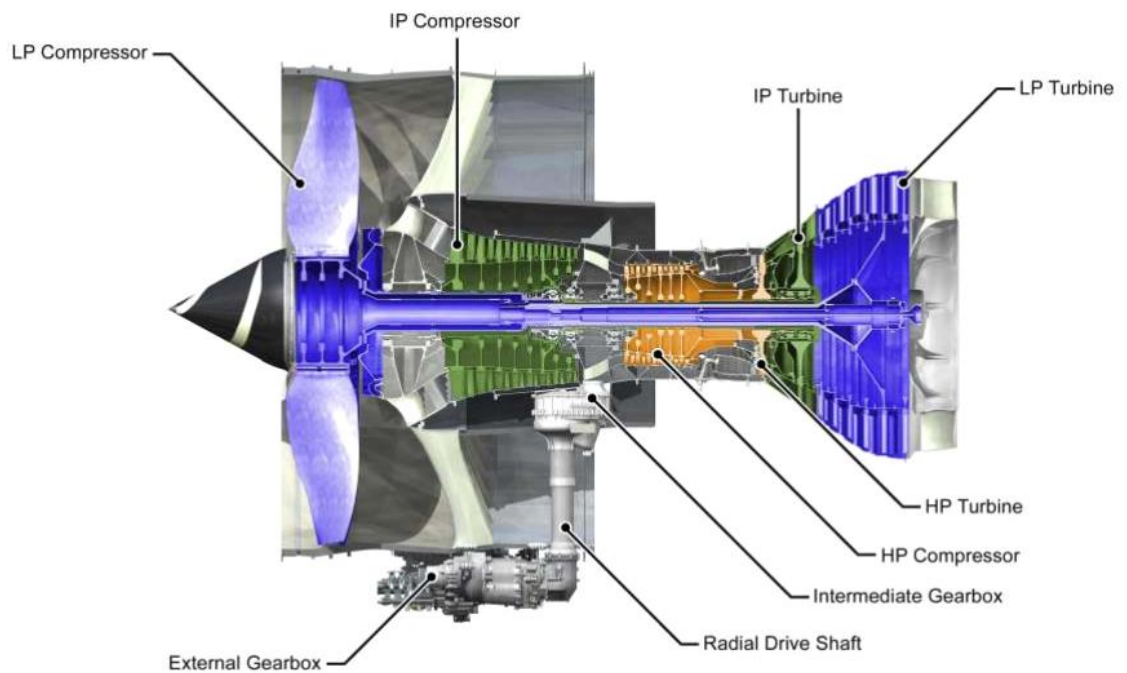


Figura 8: TRENT 1000, vista schematica (fonte Rolls-Royce).

L'albero di bassa pressione è collegato al fan (2,85 m diametro) e a sei stadi di turbina di bassa pressione (LPT). In un motore di questo tipo al decollo il fan fornisce l'80% della spinta. L'albero di pressione intermedia è collegato anche alla scatola ingranaggi degli accessori, oltre che a 8 stadi di compressore e al singolo stadio di IPT. L'albero HP è collegato a sei stadi di compressore e al singolo stadio di HPT.

Il propulsore è dotato dei seguenti componenti principali (figure 9 e 10):

- EMU, si tratta di una unità che utilizza una serie di sensori al fine di fornire all'equipaggio dati sul livello vibrazionale degli alberi; inoltre, effettua il monitoraggio delle condizioni di efficienza del motore, in modo da incrementare la disponibilità dello stesso tramite la possibilità di effettuare manutenzione predittiva di alcuni *task*;
- *ignition excitors*;
- EEC;

- AOHE;
- HP3 valvola di spillamento;
- HP/IP TCC;
- LP TCC;
- valvola SAS;
- FOHE;
- serbatoio olio;
- ODMS e relativo sensore;
- filtro LP;
- flussometro.

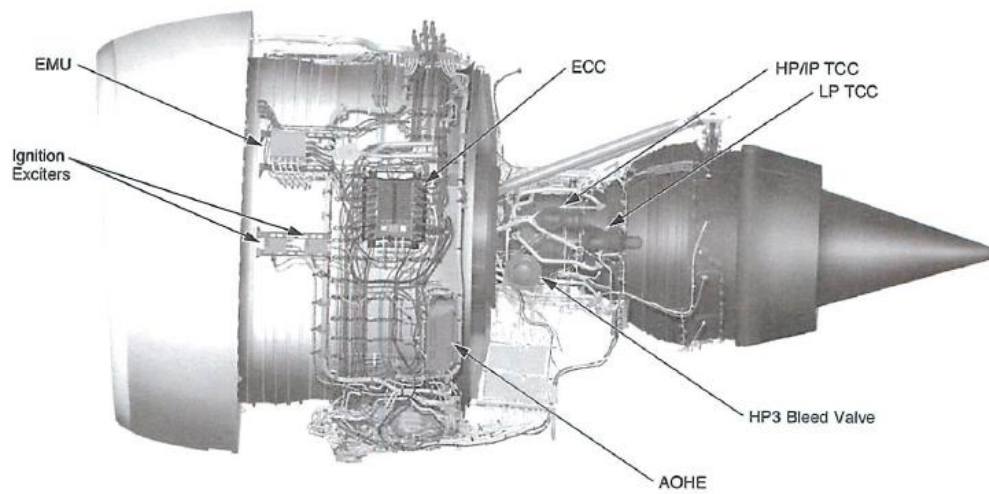


Figura 9: accessori TRENT 1000, vista lato sinistro.

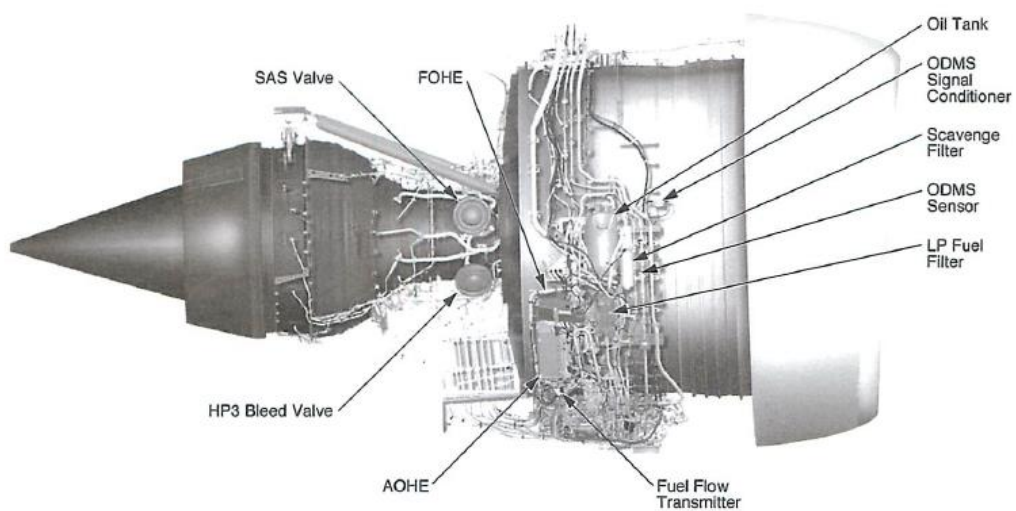


Figura 10: accessori TRENT 1000, vista lato destro.

L'inconveniente grave indagato si è verificato quando erano già note alcune problematiche relative al Trent 1000. In dettaglio, verrà esposta quella di interesse per la comprensione dell'evento trattato.

Dal 2015 fino al 10 agosto 2019 incluso si sono verificati 11 casi di rottura progressiva di una delle palette della IPT (figura 11). In soli due eventi si è verificato un IFSD non comandato, mentre in altri 7 casi i piloti hanno comandato l'IFSD. Nei rimanenti due casi l'equipaggio non ha comandato l'IFSD. Per tutti i casi precedenti, incluso quello del 10 agosto 2019, il danneggiamento primario è stato associato ad un fenomeno di rottura progressiva denominato corrosione-fatica (si veda paragrafo 1.16.2. per maggiori dettagli). Inoltre, dieci degli undici casi di distacco di palette si sono verificati in fase di decollo/salita. Un solo evento si è verificato diverse ore dopo il decollo. Dalla tabella si evince come per i Trent 1000 nell'ottobre 2018 sia stato emesso il NMSB 72-AK186 e come le palette che hanno originato le *failure* siano tutte della tipologia precedente alla modifica dovuta al SB 72-H818 emesso il 14 novembre 2016, dopo che 5 degli 11 casi si erano già verificati tra l'ottobre 2015 e l'agosto 2016. Questo ultimo SB, in particolare, ha introdotto nella flotta uno standard modificato di palette rispetto a quello utilizzato per le palette per le quali si era verificata la rottura *in-service*.

	Event Date	ESN	IPTB FC	IPTB Life	IPTB Failure mechanism
1	21 st Oct 2015	10159	1409	*Pre NMSB 72-AK186	Corrosion fatigue
2	22 nd Feb 2016	10079	1984	*Pre NMSB 72-AK186	Corrosion fatigue
3	3 rd Mar 2016	10072	2739	*Pre NMSB 72-AK186	Corrosion fatigue
4	18 th Mar 2016	10179	1370	*Pre NMSB 72-AK186	Corrosion fatigue
5	20 th Aug 2016	10176	4849	*Pre NMSB 72-AK186	Corrosion fatigue
6	11 th Feb 2017	10209	2145	*Pre NMSB 72-AK186	Corrosion fatigue
7	5 th Dec 2017	10231	1545	*Pre NMSB 72-AK186	Corrosion fatigue
8	6 th Dec 2017	10227	1455	*Pre NMSB 72-AK186	Corrosion fatigue
9	6 th Jul 2018	10086	3184	*Pre NMSB 72-AK186	Corrosion fatigue
10	15 th May 2019	10202	1440	1455	Corrosion fatigue
11	10 th Aug 2019	10166	1210	1410	Corrosion fatigue

***NMSB 72-AK186 introduced blade hard life in October 2018**
All failed blades are pre-modification SB 72-H818

Figura 11 (fonte Rolls-Royce): lista degli ESN che sono stati soggetti a distacco di IPTB, la cui causa è stata attribuita ad un fenomeno di corrosione-fatica.

La modifica ha previsto il cambio della lega costituente il materiale, da TMS138A a RR3010 (comunque struttura *single crystal*) e una diversa apposizione del trattamento superficiale protettivo, esteso fino alla radice, in luogo di essere terminato all'inizio della base di innesto, realizzata in cromo-platino, rispetto al precedente costituito solo da platino. Al fine di verificare l'efficacia di tale modifica, il costruttore sta proattivamente rimuovendo dal servizio dei set di palette per ispezionarle e controllare che non vi siano cricche. Alla data di pubblicazione della presente relazione le palette modificate non hanno mostrato difetti associabili a quelli discussi nel presente documento.

In figura 12 le diverse configurazioni previste per il Trent 1000.

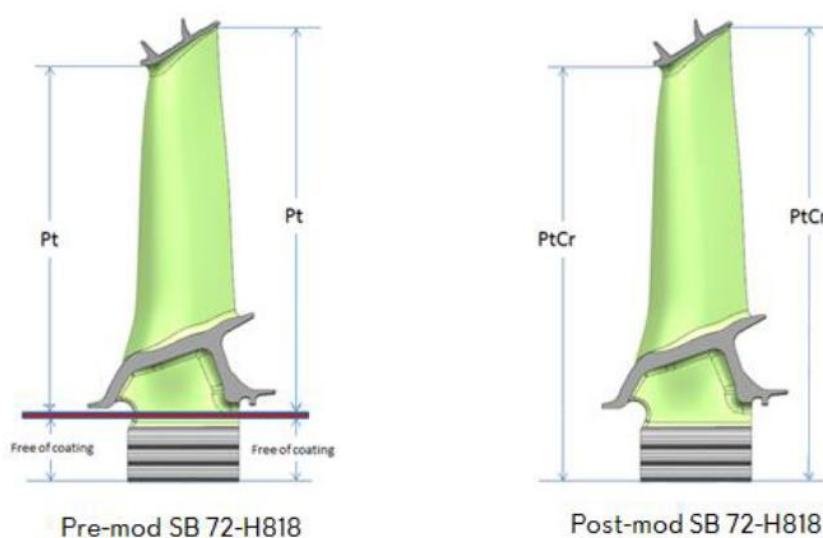


Figura 12: differenti configurazioni delle palette IPT del TRENT 1000 (fonte Rolls-Royce).

La modifica delle palette IPT è stata dettata dal NMSB 72-AJ575 del 29 novembre 2016, il quale prevedeva che Rolls-Royce avrebbe avvisato gli operatori circa le tempistiche di sostituzione delle palette IPT. Le vite dei motori erano calcolate mediante il modello CFL, alimentato dai dati di EHM. Tale NMSB è stato reso esecutivo dall'EASA mediante l'AD 2017-0056 del 19 aprile 2017 con la seguente motivazione:

«During a recent flight of a Trent 1000-powered Boeing 787, following reports of N2 vibration and multiple other messages, the flight crew performed an engine in-flight shut-down (IFSD) and returned to the departure airport, landing uneventfully. The post-flight boroscope inspection of the affected engine revealed an intermediate pressure (IP) turbine blade missing at the shank. This is the fifth reported occurrence of an IP turbine blade failure on a Trent 1000 engine. The failures are driven by sulphidation corrosion cracking. This condition, if not detected and corrected, could lead to IP turbine blades shank release, possibly resulting in an

IFSD and consequent reduced control of the aeroplane. To address this potential unsafe condition, RR issued Alert Non-Modification Service Bulletin (NMSB) TRENT 1000 72-AJ575 to provide instructions for engine removal from service when any IP turbine blade with a high level of sulphidation exposure is identified by corrosion fatigue life (CFL) model. For the reason described above, this AD requires removal from service of certain engines, to be corrected in shop.».

Successivamente al NMSB 72-AJ575 e a valle degli ulteriori 3 eventi del 2017, la azienda produttrice ha emesso anche il NMSB 72-AJ992 in data 20 dicembre 2017, reso esecutivo dall'EASA con la *emergency* AD 2017-0253 del 22 dicembre 2017, finalizzata al *de-pairing* dei motori pre-modifica SB 72-H818. Questo SB è stato emesso per il *de-pairing* di motori a vita più elevata, per ridurre il rischio di frattura di palette IPT in entrambi i motori nello stesso volo.

Il NMSB 72-AJ992 subì tre revisioni, ratificate dall'EASA mediante l'AD 0086-2018 e poi l'AD 0139-2018, volte alla introduzione/rimozione di alcuni ESN nelle liste dei motori da sottoporre a richiamo.

In tale contesto sono risultati di particolare rilievo gli esiti delle analisi del motore ESN 10231 relativo al 7° caso di rottura di IPTB (figura 11, evento del 5 dicembre 2017, analisi motore effettuata nel 2018), in quanto, tra i danni conseguenti, è stato rilevato il danneggiamento del LPT1-2 *drive arm*. Tale danneggiamento, se fosse stato più grave, avrebbe potuto indurre un *overspeed* del primo stadio LPT e determinare una rottura *uncontained*, con proiezione di frammenti ad elevata energia (la definizione viene commentata al paragrafo 1.17.).

Queste considerazioni hanno spinto il costruttore del motore ad abbandonare il CFL per la gestione della flotta e ad assumere un approccio più conservativo: è stata quindi introdotta una vita fissa (*hardlife*) per le IPT dei Trent 1000. La decisione è stata adottata con il NMSB 72-AK186 datato 8 ottobre 2018, revisionato immediatamente per la prima volta in data 31 ottobre e adottato dall'EASA in data 12 dicembre 2018 con l'AD 0257-2018. L'adozione della *hardlife* è stata considerata sufficientemente cautelativa da poter rimuovere il vincolo del *de-pairing* dei motori pre-modifica SB 72-H818.

La revisione 2 del NMSB 72-AK186 del 16 aprile 2019 ha esteso l'applicabilità dell'*hardlife* ai motori in configurazione "TEN", in aggiunta ai *package* "B" e "C". Il documento testé citato è stato ratificato dall'EASA con l'AD 0135-2019 del 11 giugno 2019. Poco prima, il 15 maggio 2019, si era verificato il decimo caso di rottura IPTB.

1.6.3. Informazioni specifiche

Aeromobile

Costruttore:	Boeing Company.
Modello:	B787-8.
Numero di costruzione:	35310.
MTOM:	227.930 kg.
Anno di costruzione:	2014.
Marche di naz. e immatricolazione:	LN-LND.
Certificato di immatricolazione:	16.3.2015.
Esercente:	Norwegian Air Shuttle ASA.
Ore di volo totali:	29.090.
Cicli totali:	3346.

La certificazione ETOPS per il B787-8 marche LN-LND risultava limitata ad un *diversion time* fino a 180 minuti.

Conformità documentazione tecnica a normativa/direttive vigenti: sì.

Il *Tabulation Number* per l'aeromobile B787 LN-LND è ZA578: con tale numero vengono indicate sul FCOM le procedure normali e di emergenza applicabili alla specifica matricola.

Airplane Number	Registry Number	Serial Number	Tabulation Number
001	LN-LNA	35304	ZA576
002	LN-LNB	35305	ZA577
004	LN-LND	35310	ZA578
006	LN-LNF	35313	ZA579

Motori

Costruttore: Rolls-Royce PLC, Derby (England).

Modello: TRENT 1000 G/01-A, pack B.

Motore sinistro

Numero di costruzione: 10166.
Ore totali da nuovo: 21.193,20.
Cicli totali da nuovo: 2470.
Ore dall'ultima installazione: 5298,48.
Cicli del modulo IPT: 1210.
Limite di vita IPTB (EASA AD 2019-0135): 1410.
Vita teorica rimanente alla data evento: 200.

Motore destro

Numero di costruzione: 10140.
Ore totali da nuovo: 22.438,17.
Cicli totali da nuovo: 2636.
Ore dall'ultima installazione: 11.880,18.
Cicli del modulo IPT: 1337.
Limite di vita IPTB (EASA AD 2019-0135): 1440.
Vita teorica rimanente alla data evento: 103.

Dall'ATL si evince che, in data 10 agosto 2019, prima cioè dell'accadimento dell'evento in esame, erano state chiuse voci relative a piccole attività manutentive non correlabili all'evento stesso.

1.7. INFORMAZIONI METEOROLOGICHE

Di seguito i METAR applicabili alla fascia oraria in cui si è verificato l'evento.

101220 METAR LIRF 101220Z 27009KT CAVOK 33/20 Q1015 NOSIG=
101250 METAR LIRF 101250Z 27012KT CAVOK 31/23 Q1015 NOSIG=
101320 METAR LIRF 101320Z 27011KT CAVOK 31/22 Q1015 NOSIG=
101350 METAR LIRF 101350Z 27010KT CAVOK 32/22 Q1015 NOSIG=
101420 METAR LIRF 101420Z 28012KT CAVOK 31/20 Q1015 NOSIG=
101450 METAR LIRF 101450Z 28012KT CAVOK 30/21 Q1015 NOSIG=
101520 METAR LIRF 101520Z 29010KT CAVOK 30/21 Q1015 NOSIG=
101550 METAR LIRF 101550Z 29011KT CAVOK 30/22 Q1015 NOSIG=
101555 METAR LIRF 101550Z NIL=
101555 METAR LIRF 101550Z 29011KT CAVOK 30/22 Q1015 NOSIG=

1.8. ASSISTENZA ALLA NAVIGAZIONE

Non pertinente.

1.9. COMUNICAZIONI

Il volo, con nominativo NAX7115 (DY7115), dopo il decollo avvenuto alle 14.45'35" per RWY 16R, ha contattato l'ATCO di Roma Radar sulla frequenza 130.900 Mhz alle 14.46'31". Su tale frequenza è stata gestita, dopo la manifestazione della problematica al motore, la fase dell'emergenza fino alle 15.07'53", quando il volo è stato cambiato con Fiumicino TWR per l'atterraggio.

ORARIO UTC	STAZIONE	TESTO DELLA COMUNICAZIONE
14.46'31"	NAX7115	Radar NAX7-1-1-5 heavy, 1500 climbing 4000 feet.
	ATCO	Giorno NAX7-1-1-5, radar contact, standard departure, climb to FL 8-0.
	NAX7115	NAX7-1-1-5 we'd like to continue on heading 2-4-0, we have an engine problem.
	ATCO	Roger 7-1-1-5, HDG 2-4-0 is approved and climb to 6000 feet and let me know as soon as possible your intentions, thank you.
	NAX7115	Climb to 6000 NAX7-1-1-5.
14.49'06"	ATCO	NAX7-1-1-5, ehm, are you climbing to 6000 or, or what?
	NAX7115	OK, NAX7-1-1-5, mayday, mayday, mayday, we are engine out, we're [incomprensibile] check this light request [incomprensibile] vector for relanding 1-6 if they can keep us to the airport somewhere.
	ATCO	Roger, NAX 7-1-1-5 turn right on heading 3-2-0.
	NAX7115	Right on heading 3-2-0, NAX 7-1-1-5.
14.49'38"	ATCO	NAX 7-1-1-5, if possible climb to 3000, 3000 feet minima.
14.49'47"	NAX7115	[incomprensibile] 3000 feet? [parte chiamata sovrapposta].
	ATCO	Affirm NAX 7-1-1-5, are you able to climb to 3000?
	NAX7115	Affirm.
	ATCO	Thank you. Climb to level, climb to 3000 feet, right on heading 3-4-0.
	NAX7115	Right heading 3-4-0 NAX 7-1-1-5.
14.50'40"	ATCO	NAX 7-1-1-5 would you give me the numbers of passengers on board and the ... the engine where you have got the problem.
	NAX7115	Ah, NAX7-1-1-5 stand by, we call you back shortly.
	ATCO	Roger.
14.51'26"	NAX7115	[incomprensibile] 7-1-7-5 [nominativo errato].
14.51'51"	NAX7115	Roma, NAX7-1-1-5 heavy, we have 2-9-8 souls on board.
	ATCO	2-9-8 souls on board, thank you, and the problem ... which engine have you got the problem?
	NAX7115	Is the left hand engine and we shutted it down and for your information we have ... ehm ... 71,5 tons of fuel on board right now.
	ATCO	Thank you very much.
	NAX7115	And we call you back for further intention.
14.52'35"	ATCO	NAX7-1-1-5 report be ready to turn inbound.
	NAX7115	We need a couple of minutes, I'll call you back, approximately like 5 to 10 minutes.

	ATCO	OK, NAX7-1-1-5, 1-6 R, it's OK for you?
	NAX7115	Ehm, NAX7-1-1-5, 1-6 R is fine.
	ATCO	OK.
	NAX7115	And give me the latest weather please.
	ATCO	Last weather report wind 2-8-0° 11 knots, visibility more than 10 km, CAVOK and QNH 1-0-1-5, temperature 3-0 with 21.
	NAX7115	Roger temperature 3-0 copied, QNH 1-0-1-5 and the rest copied, thank you very much NAX 7-1-1-5.
	ATCO	NAX 7-1-1-5 we have to know are you carrying dangerous good?
	NAX7115	Negative, NAX 7-1-1-5.
14.53'37"	ATCO	NAX 7-1-1-5, due to radar minima you have to maintain present position and make a 3-60 on right turn or left turn, let us know which is better.
	NAX7115	Roger ... ahh ... we do a 3-60 to the right NAX 7-0, correction, 7-1-1-5.
	ATCO	Copied, make a 3-60 on the right.
14.57'35"	NAX7115	NAX7-1-1-5 we completed one 3-6-0 we gonna do one more time to the right 3-6-0°.
	ATCO	OK.
15.00'29"	ATCO	NAX7-1-1-5 are you exceeding your maximum landing weight?
	NAX7115	NAX7-1-1-5 yes sir, that's affirm, we reque ... ehm ... can you give us a vector for ... approximately ... 20 miles final for RWY 1-6 R? And affirm, this is an overweight landing, for your planning we will vacate the runway but, after that, we will need the tow truck to get us back to parking position.
	ATCO	OK, no problem and you may turn right since now on HDG 0-3-0.
	NAX7115	Roger, right on HDG 0-3-0 NAX 7-1-1-5.
15.01'37"	ATCO	NAX7-1-1-5 mayday, able to climb 4000 feet due to radar minima?
	NAX7115	Ehm ... negative, we'd like to take it [<i>incompréhensible</i>] short, we can fly along the coast for a visual NAX7-1-1-5.
	ATCO	OK. Fly heading 0-5-0.
	NAX7115	0-5-0 NAX7-1-1-5.
15.02'44"	ATCO	NAX7-1-1-5 heading 0-7-0 base.
	NAX7115	Right heading 0-7-0 NAX7-1-1-5, we're starting to reduce speed.
	ATCO	Roger.
	ATCO	Confirm NAX7-1-1-5 mayday on ground contact?
	NAX7115	Affirm, we have VMC, we have everything in sight, no problem.
15.04'04"	ATCO	NAX7-1-1-5 turn right heading 1-2-0 to establish LLZ 1-6R.
	NAX7115	Right turn heading 1-2-0 to establish on the LLZ for 1-6 R, NAX 7-1-1-5.
	ATCO	NAX 7-1-1-5 mayday you are going to establish about 1-6 miles.
	NAX7115	That's fine, NAX 7-1-1-5.
15.04'49"	ATCO	NAX 7-1-1-5 mayday you are clear for ILS Y 1-6 R.
	NAX7115	Clear ILS Y 1-6R, we are established LLZ NAX 7-1-1-5, and can give again the wind please?
	ATCO	Latest wind is 2-8-0° 10 knots.
	NAX7115	2-8-0° 10 knots copied, NAX 7-1-1-5.

15.06'22"	ATCO	NAX 7-1-1-5, last wind on the threshold is 2-8-0° 11 knots, general wind 2-9-0° 10 knots.
	NAX7115	Copied, NAX 7-1-1-5.
15.06'48"	ATCO	NAX7-1-1-5 mayday ... ehh ... for information parallel approach on left side is going on the other ... other runway.
	NAX7115	In sight, NAX7-1-1-5.
15.07'53"	ATCO	NAX 7-1-1-5 mayday, 6 miles and half to run, call TWR 1-1-8.7.
	NAX7115	1-1-8.7 NAX7-1-1-5, grazie mille.
	ATCO	You're welcome.

1.10. INFORMAZIONI SULL'AEROPORTO

Aeroporto di Roma Fiumicino

L'aeroporto internazionale "Leonardo da Vinci" di Roma Fiumicino, situato nel Comune di Fiumicino, si trova a circa 19 NM Ovest/Sud-Ovest dalla città di Roma ed ha un'elevazione di 14 piedi.

Lo scalo è gestito da ADR Aeroporti di Roma SpA; il fornitore dei servizi ATS è l'ENAV SpA.

L'aeroporto è dotato delle seguenti piste in conglomerato bituminoso:

- denominazione 07/25, lunghezza 3307 m, larghezza 45 m;
- denominazione 16L/34R, lunghezza 3902 m, larghezza 60 m;
- denominazione 16R/34L, lunghezza 3902 m, larghezza 60 m.

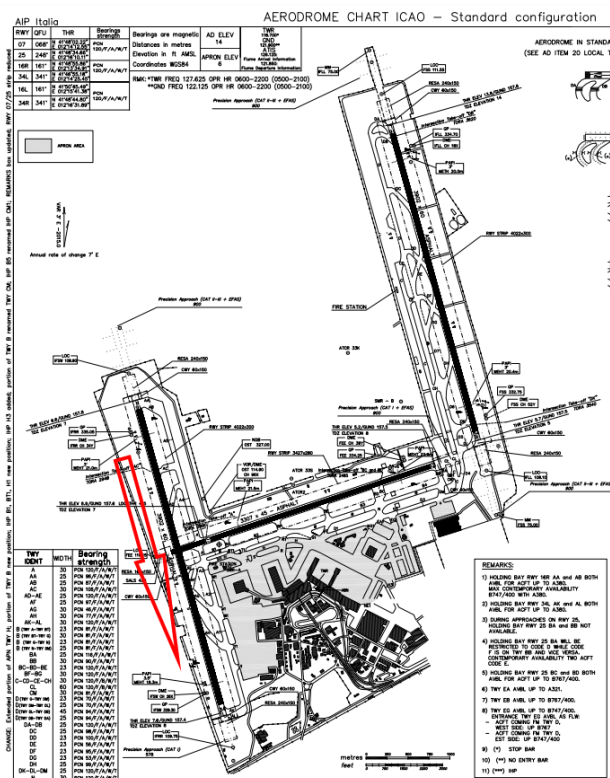


Figura 13: la carta di aerodromo (fonte AIP Italia).

Il volo era stato autorizzato dal competente ente ATS al decollo per RWY 16R, alla SID SOSIV 6B (figura 14) con transizione SOVAN 6A e salita iniziale a 4000 piedi. La SID prevede, al raggiungimento del punto RF601 (posto sulla radiale 168° alle 2NM dal VOR OST), la virata a destra fino al raggiungimento della prua 310°.

L'equipaggio del velivolo in emergenza ha optato per un rientro per RWY 16R, la medesima utilizzata per il decollo, così come proposto dall'ATCO. Roma radar ha fornito vettori per l'intercettazione del finale della procedura ILS Y RWY 16R (figura 15).



Figura 14: SID SOSIV 6B (fonte AIP Italia).

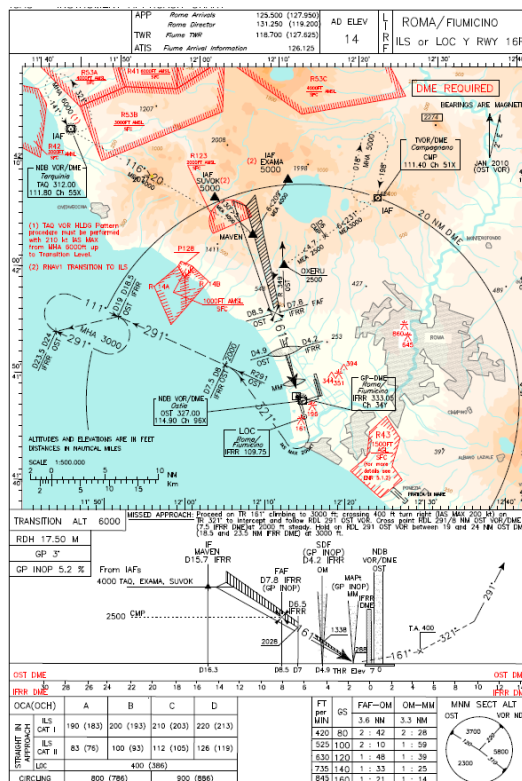


Figura 15: ILS Y RWY 16R (fonte AIP Italia).

1.11. REGISTRATORI DI VOLO

In questo paragrafo sono riportate le informazioni di maggiore interesse relative agli apparati di registrazione presenti a bordo.

1.11.1. Generalità

L'aeromobile aveva installati a bordo due EAFR, registratori di volo protetti per le conseguenze di un incidente che inglobano in ciascuna unità le funzioni di FDR e CVR.

In aggiunta agli EAFR erano presenti ulteriori memorie non volatili, in grado di registrare dati.

Nel dettaglio, in relazione all'evento specifico, sono state prese in considerazione le EMU, unità progettate per il monitoraggio del funzionamento dei motori.

1.11.2. Stato di rinvenimento

I due EAFR collocati a bordo (foto 13) sono identici, ma installati in posizioni diverse. Uno è in corrispondenza della coda dell'aeromobile, mentre l'altro è in prossimità del *cockpit*. Entrambi gli apparati sono stati rinvenuti privi di danneggiamenti, sono stati smontati dall'aeromobile e sottoposti a procedura di recupero dati presso i laboratori dell'ANSV.

Ciascun EAFR registra oltre 2000 parametri, per un minimo di 25 ore, e, nella configurazione installata, le tracce audio delle conversazioni avvenute nel *cockpit* per un minimo di 2 ore.

In merito agli EMU, si tratta di unità non protette, montate sui propulsori e i relativi dati sono stati scaricati direttamente in aeroporto dai tecnici di manutenzione dell'aeromobile. Anche queste non mostravano danneggiamenti.



Foto 13: EAFR installati a bordo del LN-LND.

1.11.3. Dati scaricati

FDR ed EMU

L'analisi dei dati dell'EAFR mostra che alle 14.46'05" si verificava una brusca diminuzione del valore di N1 del motore sinistro (dal 90% a meno del 60%, figura 16). Allo stesso momento si osservava un leggero aumento dei valori di N2 e N3 del motore sinistro, in aggiunta a quelli della temperatura dell'olio e della pressione (figura 17). Da quel momento in poi il livello di vibrazioni complessive del motore sinistro aumentava (figure 18 e 19). I dati EAFR mostrano che alle 14.46'11", dopo 36" di volo, a circa 1200 piedi da terra e 200 nodi GS, mentre l'aeromobile sorvolava la città di Fiumicino, si attivava il messaggio "Eng1 Vib Warn", legato

alle forti vibrazioni (figura 20). Alle 14.48'06" l'equipaggio comandava il IFSD del motore sinistro. Nel contempo i dati relativi al motore destro non mostravano anomalie.

Il costruttore del motore ha esaminato i dati EMU (frequenza di campionamento di 5 Hz), confermando le evidenze di cui sopra, precisando, altresì, che il comportamento del motore era compatibile con un danno iniziale ad una paletta della turbina di pressione intermedia (IPT). Più in dettaglio, i dati EMU mostravano che il calo di N1 avveniva dopo l'aumento del parametro di monitoraggio delle vibrazioni IP, a seguito del distacco della paletta IPT. Pertanto, la sequenza di eventi più probabile è la seguente (figura 21):

- distacco della paletta IPT, con conseguente aumento delle vibrazioni nello stadio IP (14.45'56.8");
- il distacco della paletta IPT provocava danni a valle alla turbina a bassa pressione (LP) e una riduzione della velocità dell'albero LP, con un aumento delle vibrazioni nello stadio LP;
- il sistema di controllo del motore tentava quindi di ripristinare la potenza fino a quando l'equipaggio non spegneva il motore.

Al momento del distacco della IPTB i dati EMU registrano una TGT di 876 °C.

Prima dell'evento non si registravano variazioni significative del livello di vibrazione o di altri parametri relativi ai motori sinistro e destro.

Ulteriori dati provenienti dal FDR verranno presentati nel prossimo paragrafo per commentare le comunicazioni avvenute in *cockpit* e ottenute mediante ascolto del CVR.

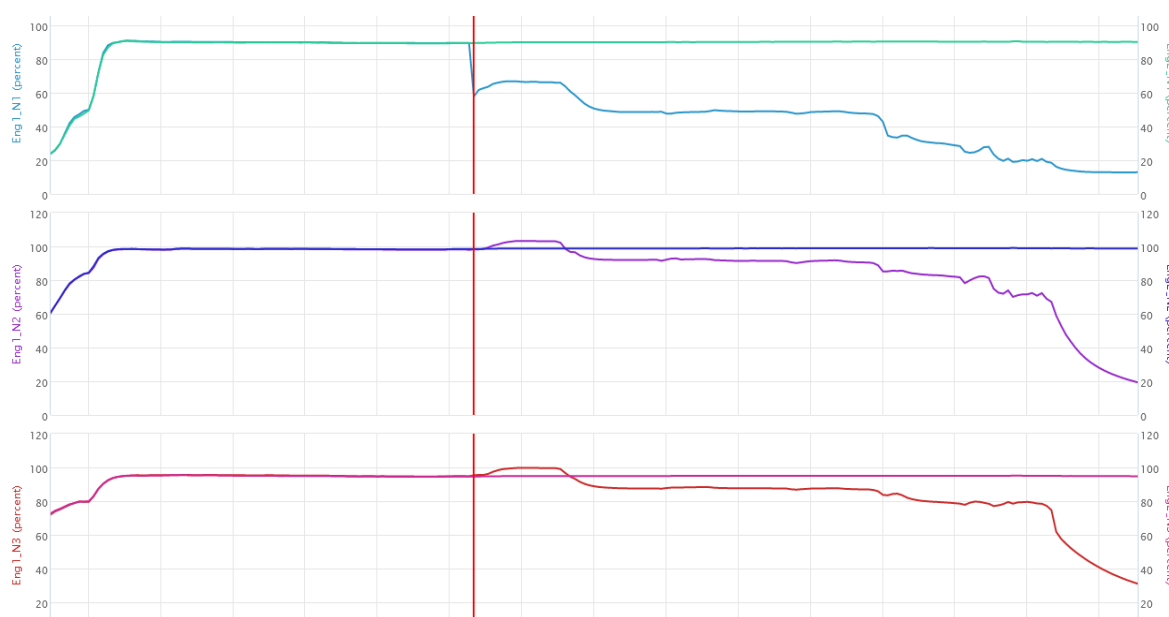


Figura 16: selezione parametri EAFR, linea rossa in corrispondenza dell'orario 14.46'05", comparazione tra ENG1 (motore sinistro) ed ENG2 (motore destro).

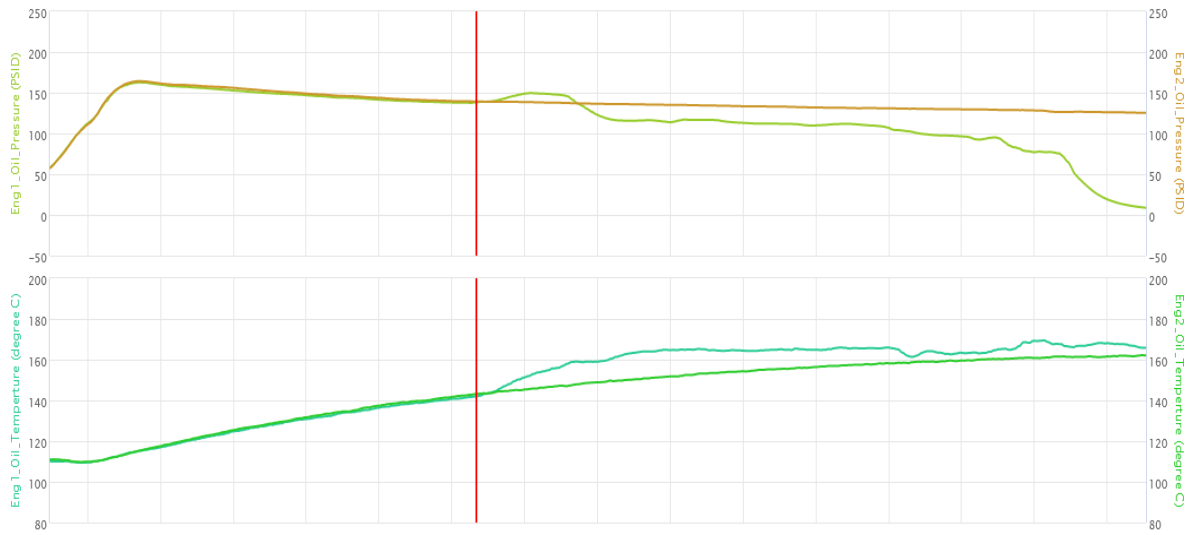


Figura 17: selezione parametri EAFR, linea rossa in corrispondenza dell'orario 14.46'05", comparazione tra ENG1 (motore sinistro) ed ENG2 (motore destro).

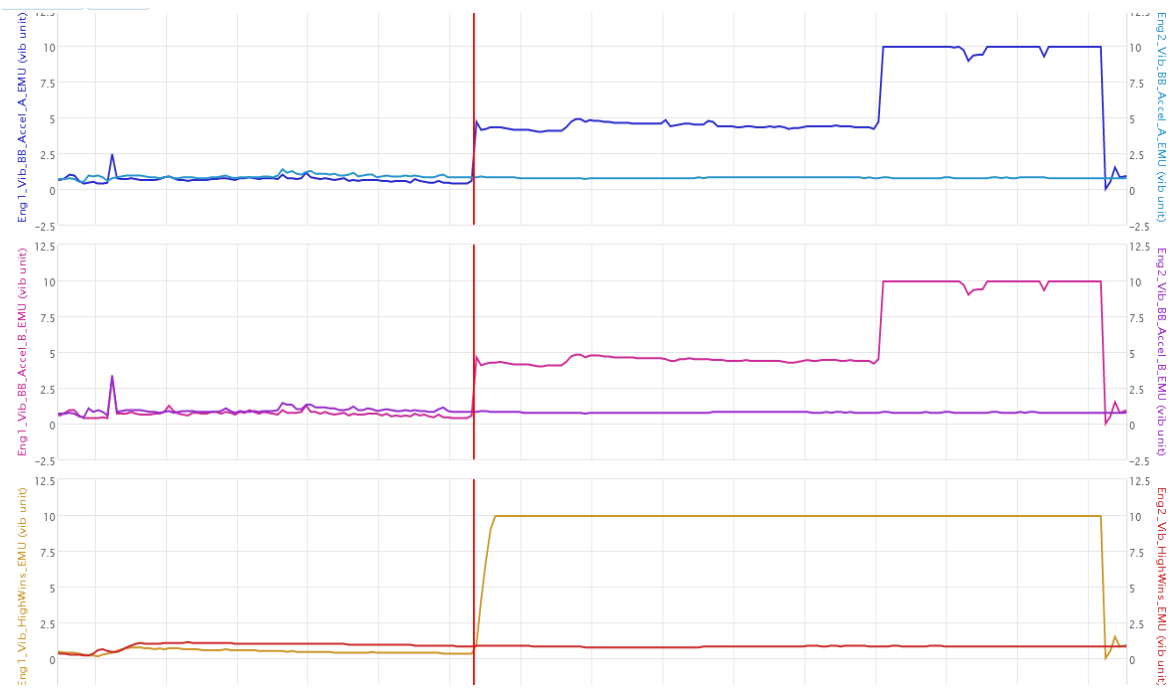


Figura 18: selezione parametri EAFR, linea rossa in corrispondenza dell'orario 14.46'05", comparazione tra ENG1 (motore sinistro) ed ENG2 (motore destro).

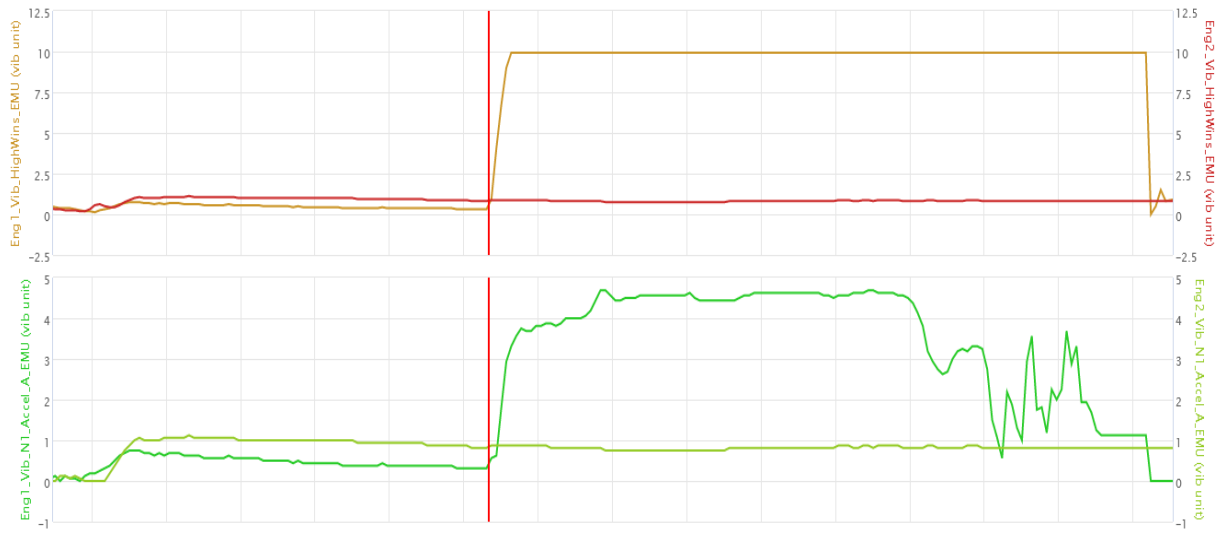


Figura 19: selezione parametri EAFR, linea rossa in corrispondenza dell'orario 14.46'05", comparazione tra ENG1 (motore sinistro) ed ENG2 (motore destro).

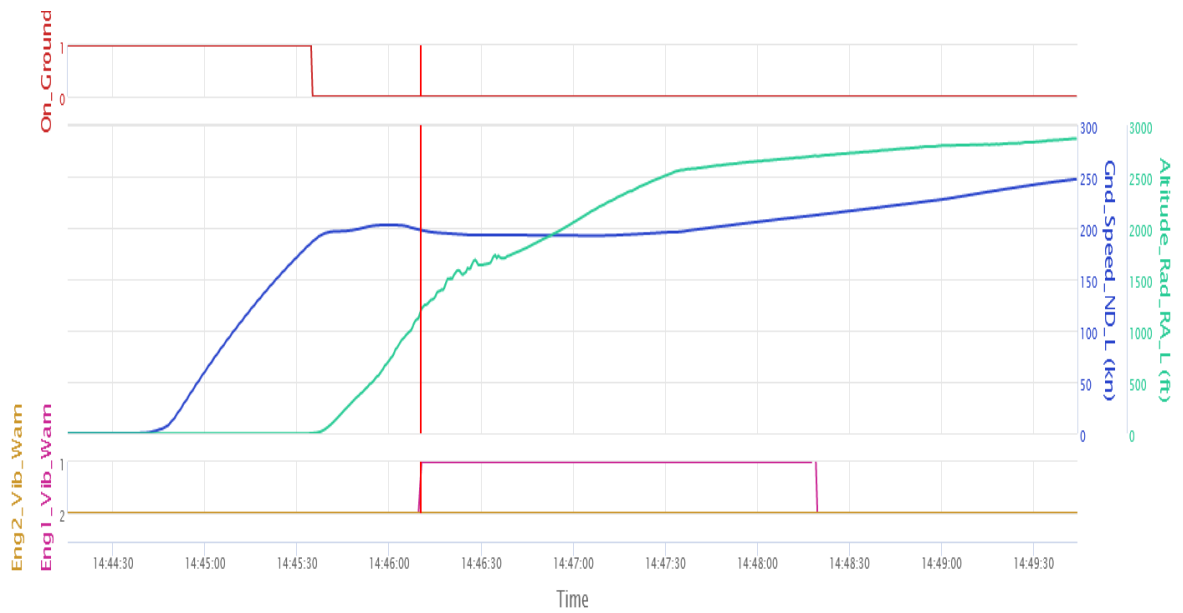


Figura 20: selezione di parametri EAFR, la linea rossa indica l'orario 14.46'11"

Event Sequence

IP speed decreased momentarily from 97.7% to 96.2% between 0.6 and 0.8 sec after initial parameter changes

IP vibration increase from 0.08 ips to 1.53 ips in 1 second

LP vibration slight increase at the same time as IP vibration increase, and larger increase 1.6 sec later, peaked at 0.71 ips at 2.6 sec.

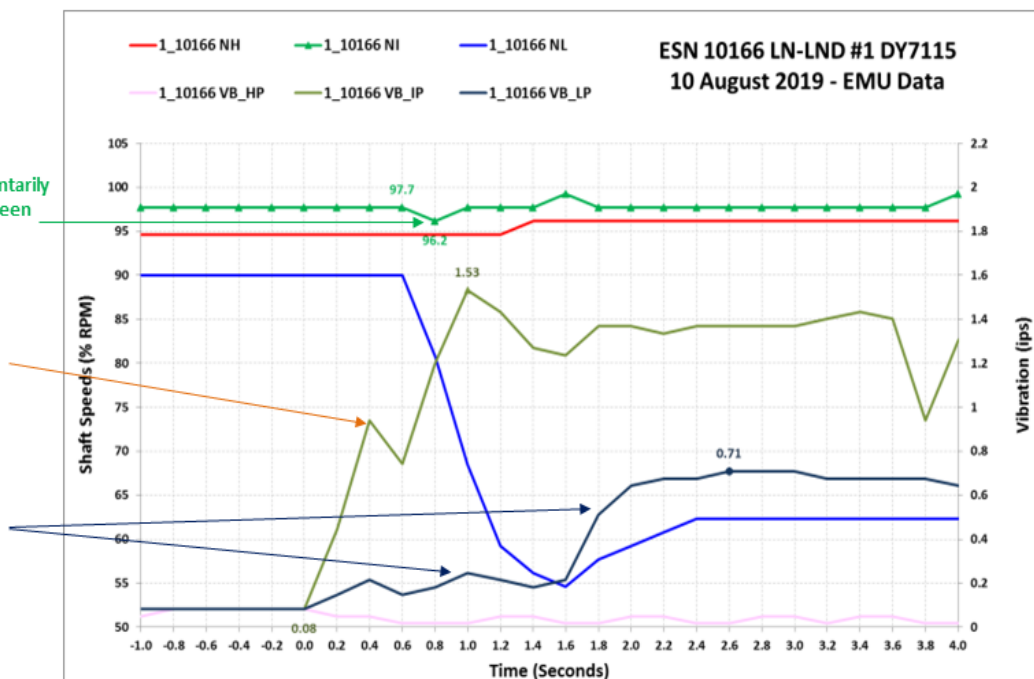


Figura 21: ricostruzione sequenza eventi sulla base dei parametri EMU (fonte Rolls-Royce).

1.11.4. CVR

Di seguito si riporta la sequenza degli eventi ricavati dall'ascolto delle registrazioni CVR. Per permettere poi di analizzare le varie procedure applicate nel corso della gestione della emergenza, il volo è stato suddiviso nelle seguenti fasi:

- dalla fase di allineamento per il decollo all'insorgenza dell'avaria;
- dall'insorgenza dell'avaria all'*after take off checklist*;
- dall'*after take off checklist* all'inizio dell'avvicinamento;
- dall'inizio dell'avvicinamento all'atterraggio;
- azioni dopo avere liberato la pista.

Dalla fase di allineamento per il decollo all'insorgenza dell'avaria

14.39'00": Il FO effettua il briefing della SID. Nello specificare la rotta in caso di emergenza enuncia «Straight ahead ...6000 feet essentially, but visual today». Il CPT conferma: «Anything happen before the turn, we go straight» e poi aggiunge «We can continue outbound to the sea, if you want».

14.41'40": il FO ripete la istruzione fornita dall'ATC «Line up and wait 16 right». In fase di attesa della autorizzazione al decollo vengono completati i controlli.

14.44'21": il CPT legge l'indicazione del carburante (73 tonnellate e mezzo).

14.44'29": il FO ripete l'autorizzazione al decollo.

- 14.44'33"**: il CPT trasferisce il controllo dell'aeromobile al FO che conferma il trasferimento.
- 14.44'42"**: ha inizio la corsa di decollo.
- 14.44'59"**: il CPT conferma «Thrust set».
- 14.45'07"**: Il CPT effettua la *standard call out* degli 80 nodi.
- 14.45'29"**: attivazione dell'avviso audio "V1".
- 14.45'31"**: il CPT chiama la rotazione.
- 14.45'35"**: avviene l'involo.
- 14.45'39"**: il CPT conferma «Positive» (*climb*) ed il FO richiede la retrazione del carrello.
- 14.46'05"**: il CPT risponde all'ente ATC che istruisce il volo al cambio frequenza.

Dall'insorgenza dell'avaria all'after take off checklist

- 14.46'07"**: il CPT, subito dopo avere terminato la comunicazione con l'ATC, effettua una esclamazione di stupore (1028 piedi radio altitude).
- 14.46'11"**: il CPT commenta la comparsa dell'avviso "Engine EEC mode left" (FDR: attivazione Eng1 EEC alternate mode 14.46'08").
- 14.46'15"**: il CPT commenta «EGT» (parametro ENG EGT left RED attivato 14.46'14", figura 22³).
- 14.46'16"**: ha luogo l'attivazione del *master caution* (figura 22).
- 14.46'17"**: il CPT ordina all'FO di ridurre il motore; si ode una nuova attivazione dell'avviso sonoro del *master caution*.
- 14.46'17"**: il CPT chiede al FO una ulteriore riduzione del motore (FDR: si registra al tempo 14.46'18" il disinserimento dell'*autothrottle*, figura 23).
- 14.46'23"**: il REL CPT suggerisce di effettuare i *memory item*. Il CPT chiede di attendere e enuncia «Identify the problem».
- 14.46'31"**: il CPT effettua la chiamata radio comunicando all'ATC la presenza di un problema al motore e l'intenzione di continuare su una prua di 240°. Dopo la chiamata, alle 14.46'58", passa il controllo della radio al FO.
- 14.47'13"** il CPT commenta che le indicazioni di N1 appaiono normali, ma che si avvertono vibrazioni; le indicazioni del livello vibratorio confermano le vibrazioni anomale (FDR:

³ Si noti che i valori di EGT rappresentati in figura 22 sono quelli che sono stati verosimilmente mostrati dall'EICAS, i quali, tuttavia, non sono quelli effettivi: nel Trent 1000, al fine di garantire i medesimi messaggi mostrati dall'EICAS anche con differenti motorizzazioni, il valore di TGT, che è misurato nel NGV del primo stadio della LPT, è calibrato dall'EEC per allinearsi alle configurazioni di display del parametro EGT dell'EICAS. La TGT misurata di 876 °C al momento di distacco della IPTB riflette le condizioni locali di temperature dell'aria al momento del danneggiamento. Un picco di 998 °C è stato successivamente osservato ed è dovuto alla perdita di efficienza del motore e corrisponde al valore di picco di EGT di 927 °C mostrato in figura 22.

l'indicazione dell'aumento del regime vibratorio viene registrato a partire dalle 14.46'11", figura 20).

14.47'28": alla richiesta dell'FO, il CPT conferma la necessità di ridurre ulteriormente il motore.

14.47'32": si sente una variazione del rumore di fondo del motore con rugosità e colpi; il CPT commenta «engine failure».

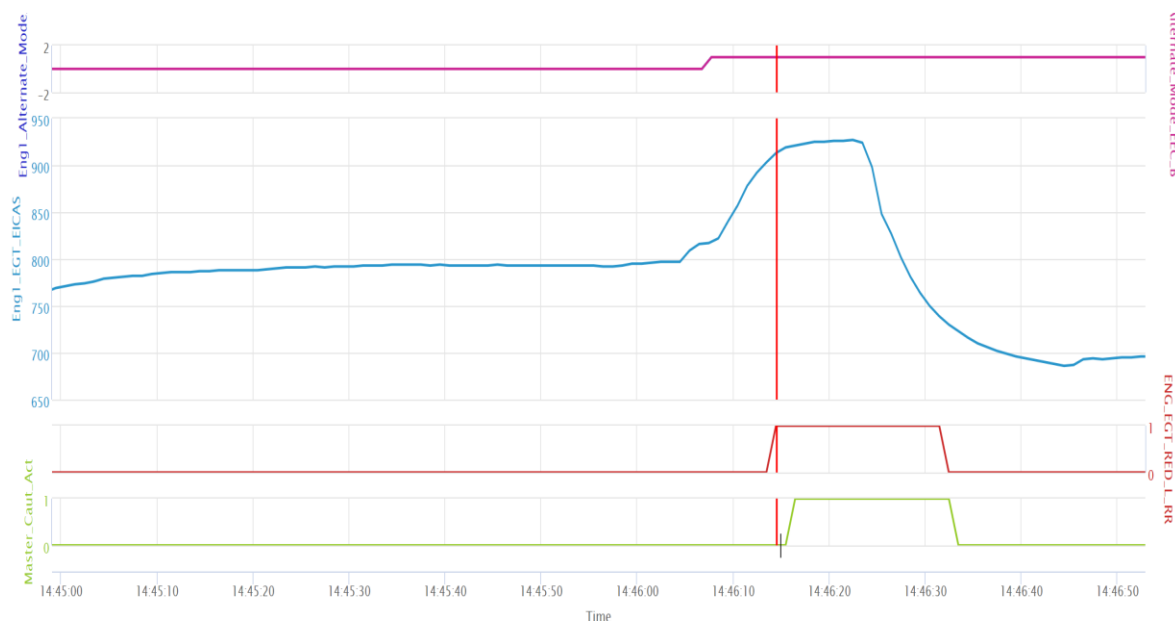


Figura 22: selezione di parametri EAFR, la linea rossa indica il tempo UTC 14.46'14".

14.47'38": il CPT commenta «Regular engine failure».

14.47'51": il REL CPT suggerisce la necessità di procedere allo spegnimento del motore; il CPT conferma.

14.47'55": il CPT annuncia la necessità di effettuare i *memory items* (non viene specificato per quale avaria) e conferma la selezione dell'*autothrottle switch* del motore sinistro su OFF.

14.48'00": il CPT annuncia «Left engine idle».

14.48'01": il FO conferma «Idle» (FDR: azione confermata dal parametro eng. 1/2 TRA, figura 23).

14.48'02": il CPT annuncia «Fuel control switch left OFF».

14.48'04": il FO conferma «OFF» (FDR: registrato posizionamento su "OFF" al tempo 14.48'04", figura 23, parametro *eng fuel cutoff*).

14.48'06": il motore sinistro viene spento (1'59" dopo il rilevamento dell'avaria, 2' 01" dopo l'insorgere del malfunzionamento).

14.48'13": il CPT commenta «No damage, no fire».

14.48'24": il CPT preannuncia la necessità di effettuare la «non normal checklist for engine failure»; contemporaneamente si ode l'avviso della *cabin call*; il CPT chiede al REL CPT di rispondere alla chiamata.

14.48'38": il FO chiede al CPT se devono effettuare la *engine shut down checklist*; il CPT conferma.

14.48'48": il CPT suggerisce di fare prima la deconfigurazione.

14.48'57": i flap vengono selezionati in posizione "Flap 1" (figura 24).

14.49'04": il REL CPT interviene facendo notare all'equipaggio di condotta che l'aeromobile ha una prua in allontanamento dall'aeroporto.

14.49'15": il CPT effettua la comunicazione radio "Mayday", comunicando la natura del problema e richiedendo vettori per portarsi all'atterraggio per RWY 16. Il volo viene istruito a virare a destra su una prua di 320°.

14.49'36": il CPT chiama l'effettuazione della *checklist*. Enuncia il titolo "*Engine failure*", correggendosi però subito dopo dicendo che devono effettuare la "*Severe damage checklist*".

14.50'05": il FO richiede il posizionamento dei flap in posizione "UP" (figura 24), dopo una richiesta effettuata al CPT 4 secondi prima, mentre però questi era impegnato in una chiamata radio.

14.50'09": il CPT annuncia «Non normal checklist menu, engines, severe damage checklist».

14.50'27": il FO comunica la selezione di "max continuous thrust" (FDR: azione confermata dalla commutazione del parametro AT *continous limit*, figura 24).

14.50'30": il CPT legge la *severe damage checklist*. Ha luogo il livellamento a 3000 piedi.

14.50'39": il CPT legge «Left engine switch confirm pull...confirm?» (dopo la conferma, da parte del FO, «Pull») (FDR: parametro *engl fire switch pulled* commutato alle 14.50'47", figura 24).

14.51'17": il REL CPT discute con il FO i dati da comunicare poco dopo all'ATC: presenza a bordo di 286 passeggeri più 12 membri di equipaggio (298 persone in totale) e 71,5 tonnellate di carburante.

14.51'23": il CPT legge la *engine severe damage checklist page 2*; in tale fase viene avviato l'APU (FDR: accensione APU 14.51'52"; selezione del GPWS su FLAPS OVERRIDE alle 14.52'23", figura 24) e viene effettuato il computo per l'atterraggio con i flap a 20° (figura 24).

14.53'48": il REL CPT comunica all'ATC di effettuare un 360°.

14.54'33": il CPT annuncia la esecuzione della *after take off checklist*.

Dall'after take off checklist all'inizio dell'avvicinamento

14.54'42": alla comunicazione del CPT di effettuare la *overweight checklist*, il REL CPT e il FO suggeriscono di effettuare prima il *setting* dell'avionica per l'avvicinamento e poi effettuare la *overweight checklist*; segue una breve discussione in proposito.

14.55'00": il CPT conferma la necessità di comunicare lo stato della situazione all'equipaggio di cabina.

14.55'47": il CPT chiede al REL CPT di chiamare la assistente capo cabina nel *cockpit*.

14.56'24": il CPT effettua il NITS *briefing*, notificando la condizione *single engine*, l'intenzione di tornare a Fiumicino per un atterraggio normale, stimato in 10 o 15 minuti, e la necessità del traino una volta al suolo.

14.57'14": il CPT chiede alla assistente capo cabina di ripetere il NITS.

14.57'30": il CPT chiede al FO di effettuare una seconda virata di 360°.

14.57'59": il CPT suggerisce al FO di accedere alla *Diversion Page*, in modo che l'operativo sia informato del rientro del volo sulla base di partenza.

14.58'07": il CPT chiede al REL CPT di trovare la frequenza dell'operativo di Roma e di avvisarli che stanno rientrando.

14.58'17": il CPT effettua l'annuncio ai passeggeri, spiegando la situazione e le modalità di rientro. L'annuncio termina alle **14.59'00"**.

14.59'04": lettura della *overweight landing checklist*.

15.00'14": il CPT comunica al FO e al REL CPT che sarà lui ad effettuare l'atterraggio in quanto situazione "non standard".

Dall'inizio dell'avvicinamento all'atterraggio

15.00'29": il FO comunica al CPT di avere già effettuato l'inserimento dei dati dell'avvicinamento (*approach set up*).

15.00'35": il CPT effettua la comunicazione radio al competente ente ATC, chiedendo di essere posizionato per un lungo finale a 20 NM; comunica che l'atterraggio sarà effettuato in condizioni *overweight* e la necessità del traino una volta al suolo.

15.01'25": il CPT prende i comandi del velivolo.

15.01'32": il FO inizia il *briefing* dell'avvicinamento ILS Y 16R.

15.02'15": il CPT chiede al REL CPT di informare gli assistenti di volo dell'atterraggio imminente (chiamata dei 10 minuti all'atterraggio).

15.02'30": il CPT, nel corso del *briefing* dell'avvicinamento effettuato dal FO, gli comunica di selezionare il sistema *autobrake* al livello "4".

- 15.02'53"**: il CPT chiede al FO di selezionare i flap sulla posizione "1".
- 15.03'53"**: il CPT notifica al FO che utilizzerà un *reverse* per la decelerazione.
- 15.04'17"**: il FO suggerisce di cominciare a ridurre la velocità.
- 15.04'26"**: il CPT chiede al FO di selezionare i flap a "5°".
- 15.04'30"**: attivazione del segnale audio "*cabin ready*".
- 15.05'10"**: il FO comunica che il velivolo è stabile sul localizzatore; il CPT chiede al FO di selezionare i flap sulla posizione "15°".
- 15.05'29"**: il FO effettua la *descent checklist with notes*, che prevede la configurazione flap 20° all'atterraggio; il FO conferma, tra le altre cose, la selezione dell'*autobrake* al livello "4" e la velocità di avvicinamento a 167 nodi.
- 15.06'59"**: il CPT chiede al FO la selezione del carrello d'atterraggio in posizione "*down*".
- 15.07'14"**: il REL CPT conferma i dati di *performance* di atterraggio (2800 metri); il CPT chiede al FO di selezionare i flap sulla posizione "20" (FDR: al tempo 15.07'18" i flap sono in posizione 20°, figura 24).
- 15.07'35"**: viene data lettura della *landing checklist* (FDR: al tempo 15.07'36" avviene la preselezione degli *speed brake*, figura 25).
- 15.08'30"**: il CPT effettua un rapido *briefing*, rivedendo le azioni in caso di *go around*; l'autopilota viene disattivato (FDR: disattivazione autopilota alle 15'08'30", figura 25).
- 15.09'01"**: il CPT istruisce il FO a chiedere al competente ente ATC di verificare l'eventuale presenza di fumi o fiamme dal motore.
- 15.09'08"**: viene effettuata la chiamata standard della condizione di velivolo stabile a circa 1000 piedi di altezza (FDR radio altitude 993 piedi, PFD L 172 nodi, flap 20, LG *down*, ENG 2 62%N1, GS 188 nodi, figura 26).
- 15.09'44"**: il CPT commenta la presenza di 10 nodi di vento in coda.
- 15.10'11"**: atterraggio (FDR: alle 15.10'07" avviene la selezione di entrambi i T/R; alle 15.10'11" avviene l'attivazione del T/R del motore 2, figura 27)
- 15.10'34"**: chiamata degli 80 nodi.
- 15.10'50"**: la pista viene liberata al raccordo "AH".

Azioni dopo l'atterraggio, dopo avere liberato la pista

- 15.11'39"**: effettuazione della *checklist* per ceppi freni caldi (*hot brakes*).
- 15.11'57"**: effettuazione della chiamata "*cabin crew remain seated, situation under control*".
- 15.12'24"**: viene richiesto al competente ente ATC l'intervento dei VVF, per un controllo dei ceppi freni.
- 15.13'11"**: il motore N°2 viene spento (*land* + 03:00).

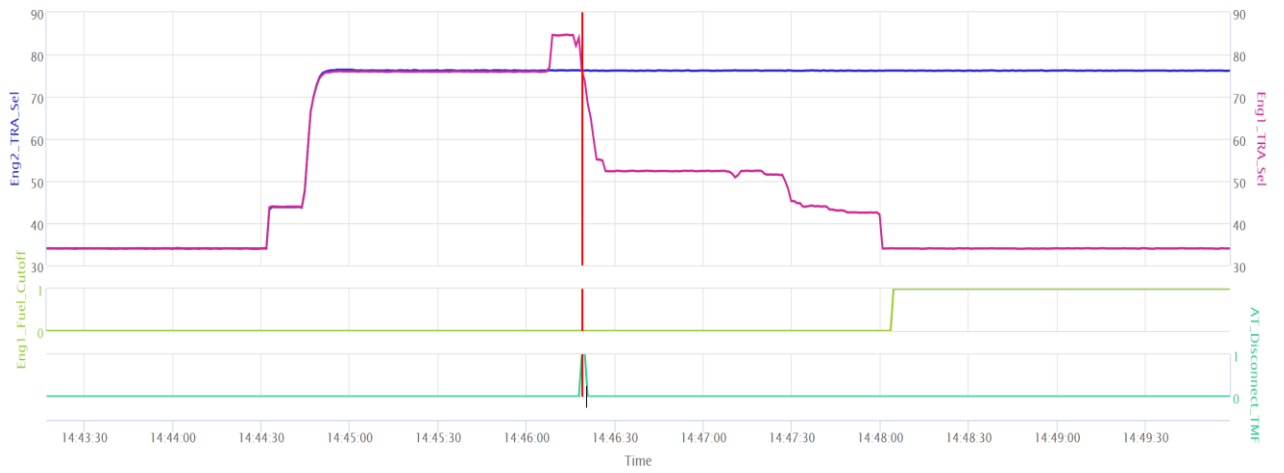


Figura 23: selezione di parametri EAFR, la linea rossa indica il tempo UTC 14.46'18".

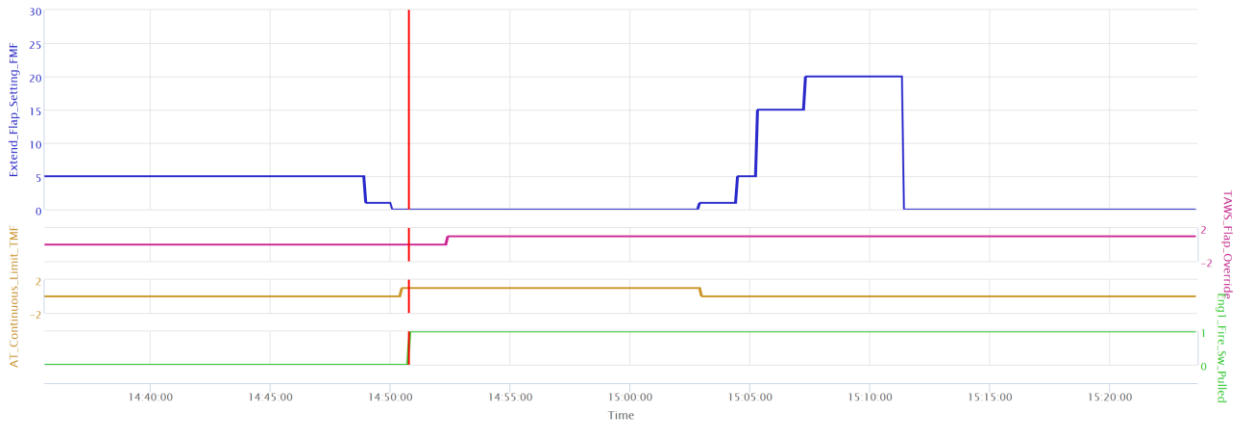


Figura 24: selezione di parametri EAFR, la linea rossa indica il tempo UTC 14.50'47".

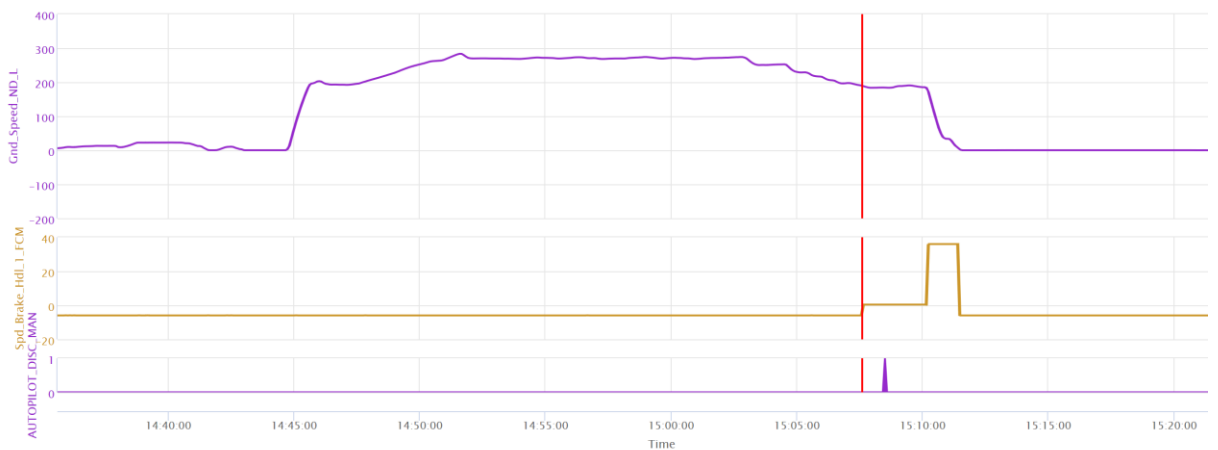


Figura 25: selezione di parametri EAFR, la linea rossa indica il tempo UTC 15.07'36".



Figura 26: selezione di parametri EAFR, la linea rossa indica il tempo UTC 15.09'08\"/>

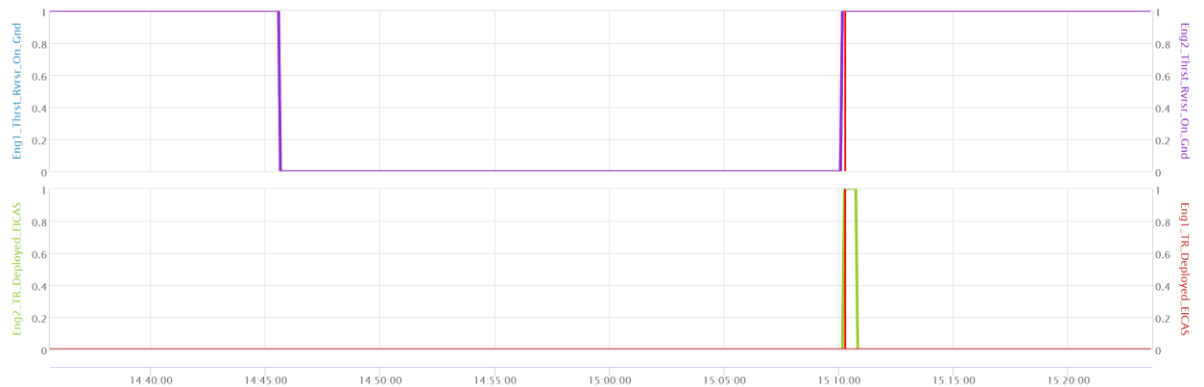


Figura 27: selezione di parametri EAFR, la linea rossa indica il tempo UTC 15.10'11\"/>

1.12. INFORMAZIONI SUL RELITTO E SUL LUOGO DI IMPATTO

Non pertinente.

1.13. INFORMAZIONI DI NATURA MEDICA E PATOLOGICA

Non applicabile.

1.14. INCENDIO

Si veda paragrafo 1.15.2.

1.15. ASPETTI RELATIVI ALLA SOPRAVVIVENZA

1.15.1. Attivazione del PEA

Il PEA veniva attivato dalla TWR di Roma Fiumicino dopo la dichiarazione di *MAYDAY*. Veniva assegnato all'emergenza il livello giallo⁴: ciò comportava la pronta diramazione dell'informazione a tutte le articolazioni ed enti interessati all'evento. Nel dettaglio, alle ore 14.55' il personale ed i mezzi allertati convenivano in piazzola 802 come da manuale.

Prima dell'atterraggio, alle ore 15.06', veniva eseguita una ispezione delle RWY 16R e 25. L'esito dell'ispezione non ha evidenziato presenza di oggetti o altre anomalie.

L'atterraggio avveniva alle 15.10' e i mezzi dei VVF, già schierati, si portavano immediatamente sottobordo presso il raccordo "H", dopo che l'aeromobile si era arrestato.

La RWY 16R/34L, dalle ore 15.11' alle ore 15.21', veniva ispezionata, senza rinvenire alcuna anomalia o presenza di FOD.

1.15.2. Azioni dei Vigili del fuoco

Una volta rientrato all'aeroporto di partenza e dopo aver liberato la pista, l'aeromobile si fermava sul raccordo "H", in attesa di un controllo esterno di sicurezza da parte dei Vigili del fuoco in servizio presso l'aeroporto di Fiumicino. Questi ultimi, essendo stati allertati e in comunicazione con la TWR, erano già sul posto. La relazione di servizio dei Vigili del fuoco riporta che l'equipaggio, anche quest'ultimo in comunicazione con la TWR, ha chiesto una verifica dei carrelli principali, i quali erano ad elevata temperatura per via della copiosa azione frenante esercitata dall'aeromobile: i ceppi freni si erano infatti molto surriscaldati a causa dell'atterraggio *overweight*. Al riguardo, la relazione di servizio dei Vigili del fuoco riporta che il personale intervenuto sul posto ha osservato la fuoriuscita di fumo e quindi monitorava la temperatura mediante termocamera. Dopo lo spegnimento del motore destro, si rilevava lo svilupparsi di un principio di incendio sul carrello principale sinistro, che richiedeva l'intervento per lo spegnimento mediante estintori portatili a polvere. Nelle dichiarazioni rese all'ANSV, l'equipaggio dell'aeromobile ha riportato che avrebbe voluto poter dialogare con i Vigili del fuoco, al fine di comprendere bene quali fossero le condizioni esterne e poter

⁴ Dal PEA: «Situazione nella quale si ha la certezza dello stato di pericolo in cui versa l'aeromobile ed i suoi occupanti ed un incidente è ritenuto possibile o si sia verificato un grande sversamento di carburante o la presenza di vapori in fusoliera.».

eventualmente porre in essere, dall'interno del *cockpit*, eventuali azioni cautelative. Tuttavia, l'equipaggio e i Vigili del fuoco non erano in comunicazione tra loro, ma solo indirettamente tramite la TWR: questa situazione generava un momentaneo e leggero senso di confusione nell'equipaggio, che attendeva nell'aeromobile l'esito dell'azione dei Vigili del fuoco. Tutto ciò non ha indotto comunque ulteriori conseguenze.

1.15.3. Termine emergenza aeroportuale

Alle ore 15.30' i Vigili del fuoco autorizzavano lo sbarco dei passeggeri del volo sul posto; questo avveniva normalmente e terminava alle 15.58'. Lo stato di emergenza si concludeva alle ore 17.00'.

Alle ore 18.27', dopo la sostituzione degli pneumatici, avveniva lo spostamento dell'aeromobile mediante traino alla piazzola 905.

1.16. PROVE E RICERCHE EFFETTUATE⁵

1.16.1. Tear Down motore sinistro ESN 10166

Il motore sinistro è stato investigato presso il costruttore, al fine di analizzare in dettaglio tutti i danneggiamenti subiti durante l'evento e verificarne la consequenzialità rispetto al danneggiamento ritenuto primario della paletta IPTB distaccatasi. In tale contesto si evidenzia che l'area dove si propagano le cricche esaminate nella presente relazione non può essere ispezionata mediante boroscopi.

Nel dettaglio, l'investigazione ha permesso di confermare l'assenza di danneggiamenti a monte del modulo IPT e di caratterizzare i danneggiamenti secondari avvenuti sul motore sinistro nello stadio IPT e LPT. A scopo esemplificativo si inserisce la figura 28. Di seguito le principali evidenze raccolte.

⁵ Le figure e le foto del presente paragrafo sono state fornite dalla Rolls-Royce.

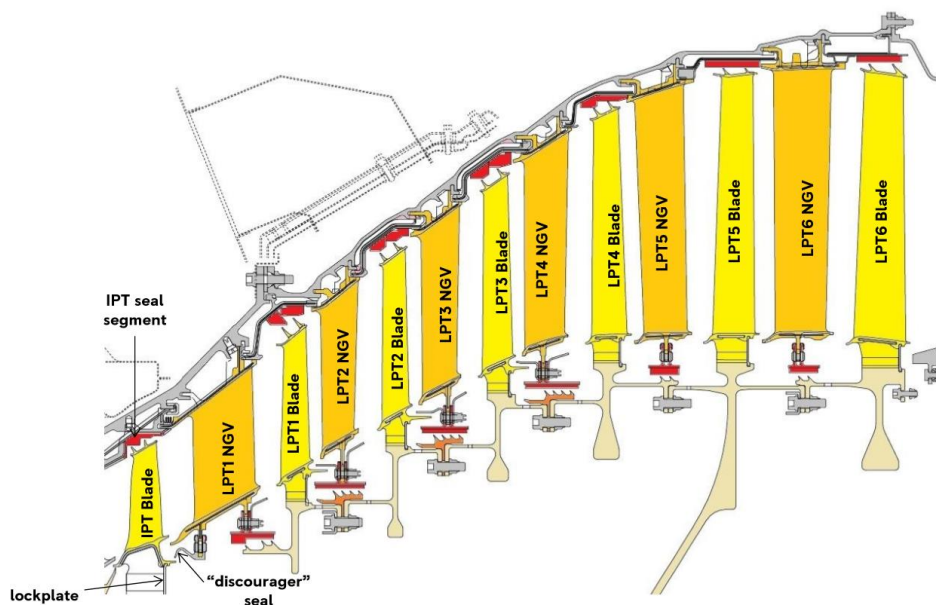


Figura 28: schema di dettaglio stadi IPT e LPT.

Il gruppo NGV IPT è costituito da 22 strutture statoriche. Di queste, una ha subito un lieve danneggiamento sul bordo d'uscita (figura 29). In merito al gruppo rotorico IPT, questo è costituito da 114 palette. La maggioranza presentava danneggiamenti da urto, prevalentemente in zone diverse dal bordo di attacco. Solo la palette in posizione numero 79 si era rotta al di sotto della piattaforma di base (foto 14), mentre quella immediatamente vicina, la 80, si è rotta ma ben al di sopra della piattaforma di base. La *failure analysis* della palette distaccatasi, che era posta in posizione 79, verrà presentata al paragrafo successivo.

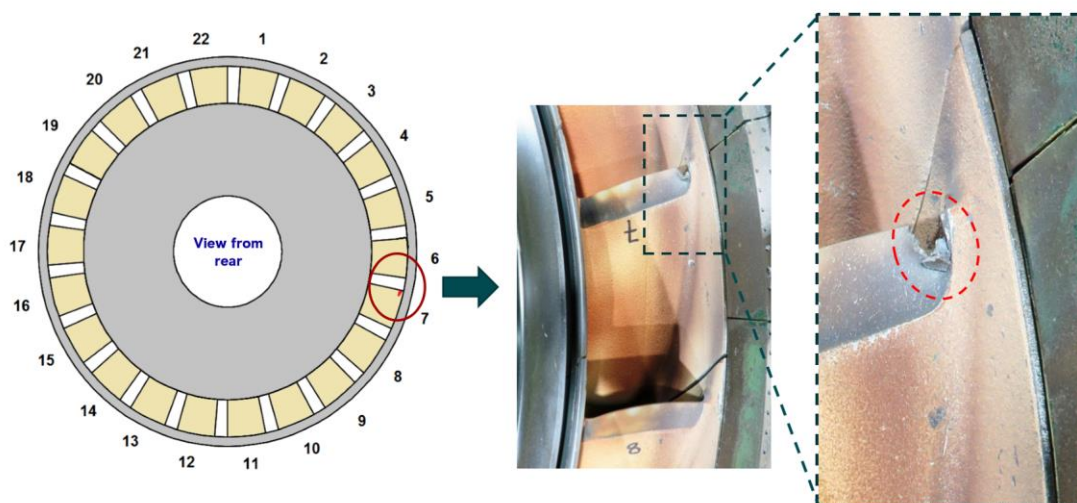


Figura 29: danneggiamento NGV IPT.

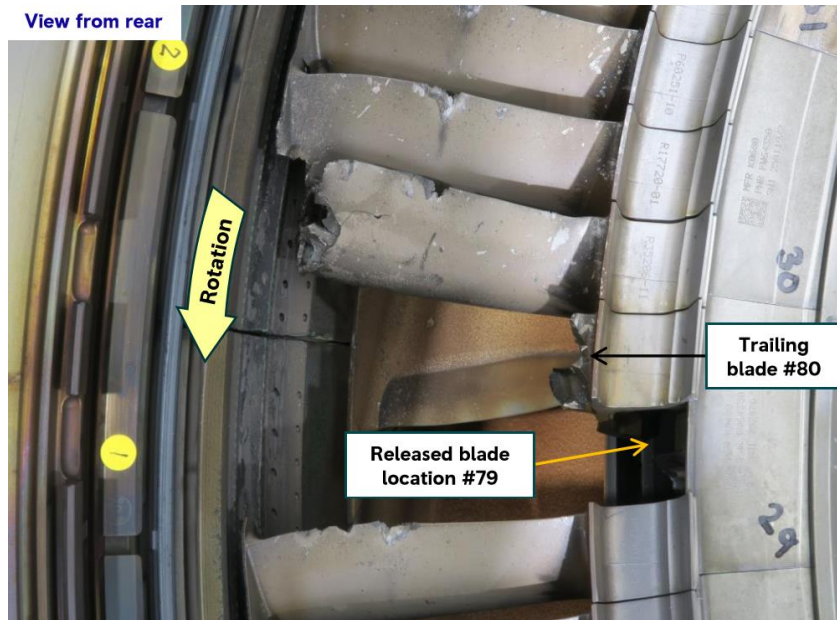


Foto 14: danneggiamenti IPT.



Foto 15: frammenti IPT incastrati nel gruppo statorico LPT.

Due frammenti di palette IPT sono rimasti incastrati nel primo gruppo statorico LPT (foto 15). Si osserva un ampio danneggiamento del *discourager seal* della LPT (foto 16), verosimilmente indotto dallo scostamento della piattaforma della palette 79 della IPT.



Foto 16: danneggiamento *discourager seal*.

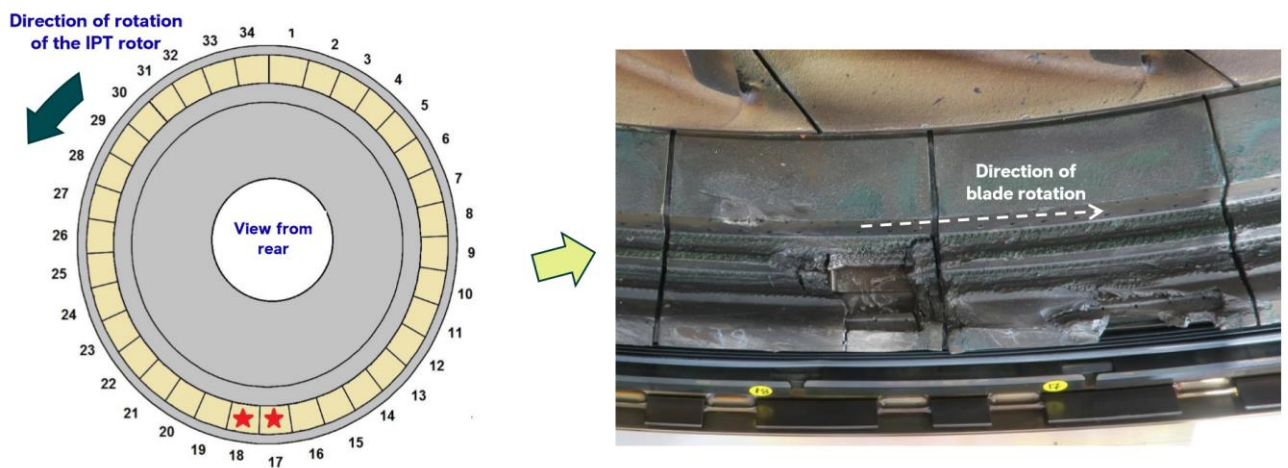


Figura 30: danneggiamento alla corona di contenimento dello stadio IPT.

In merito alla corona di contenimento delle IPTB, questa è costituita da 34 parti. Si rileva un danneggiamento concentrato sulle sezioni 17 e 18 (figura 30).

Sono stati inoltre riscontrati danneggiamenti ai cuscinetti HP/IP (schema in figura 31).

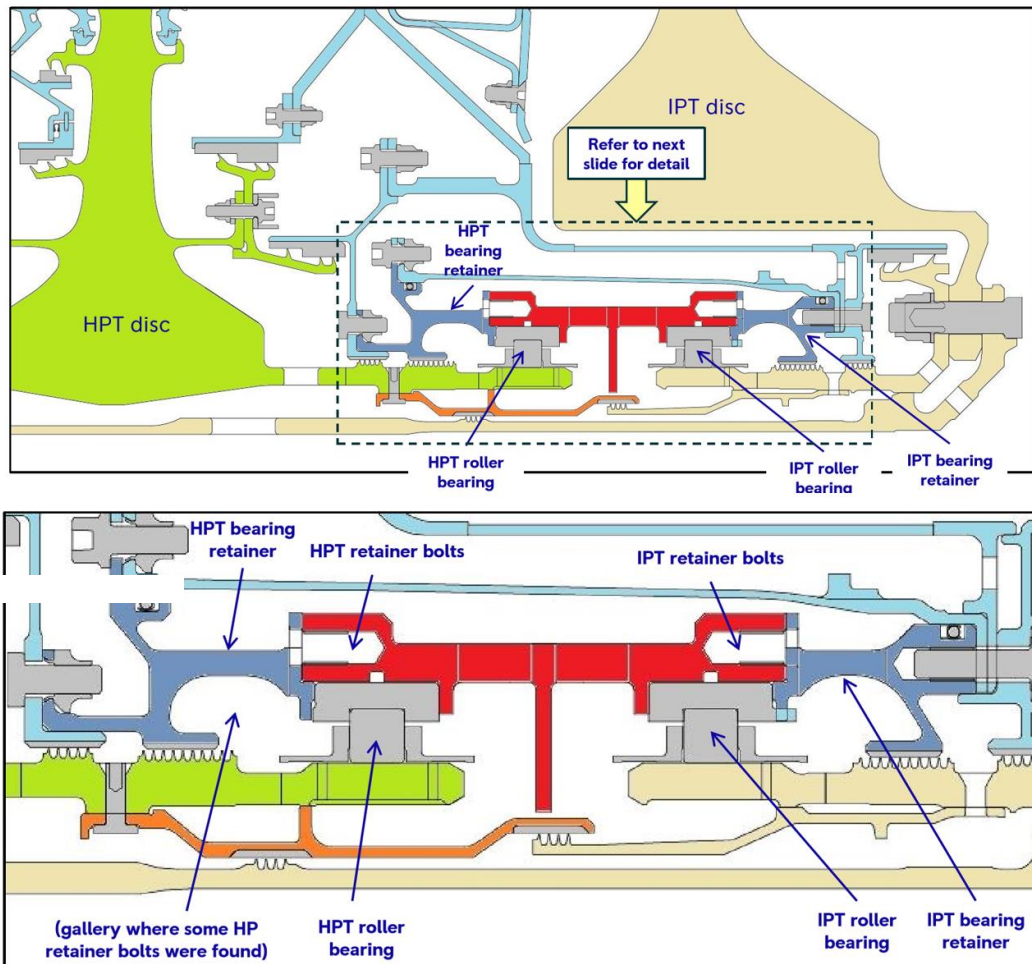


Figura 31: schema del supporto cuscinetti HP/IP.

L'IPT *roller bearing retainer* è fissato da 15 bulloni, trovati tutti con una coppia di serraggio inferiore a quella prevista: ciò è verosimilmente riconducibile alle sollecitazioni anomale che hanno agito sull'assieme. Le 4 sagomature antiscorrimento sono state rinvenute deformate (foto 17).

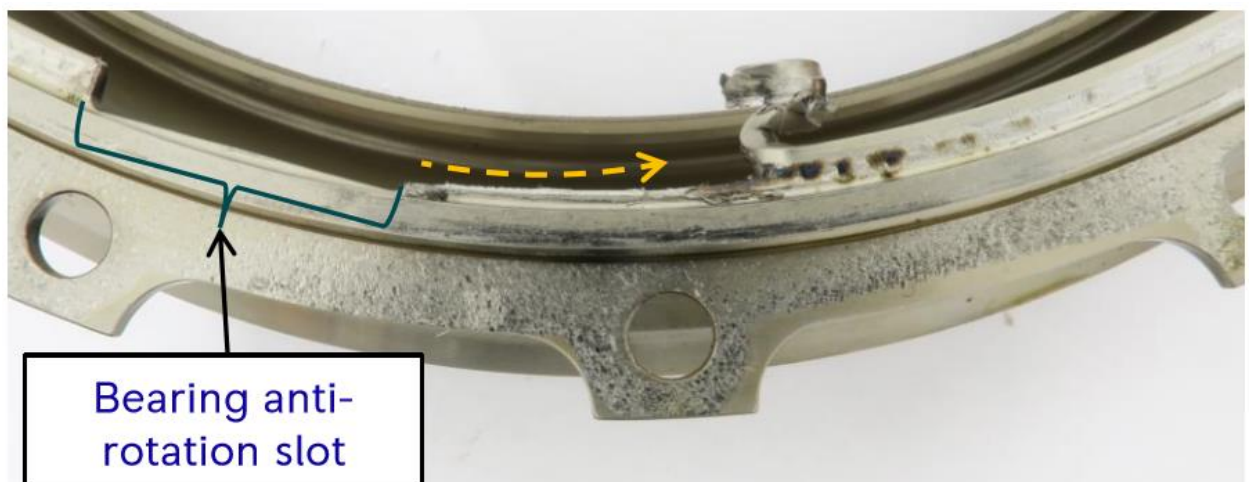


Foto 17: sagomature antiscorrimento.

Sono stati osservati inoltre segni di *fretting* sulle flange di connessione. Anche sul cuscinetto IPT sono state osservate le deformazioni e rotture sulle sagomature antiscorrimento (foto 18). Il cuscinetto appariva tuttavia in buone condizioni: tutti i cilindretti si muovevano liberamente.

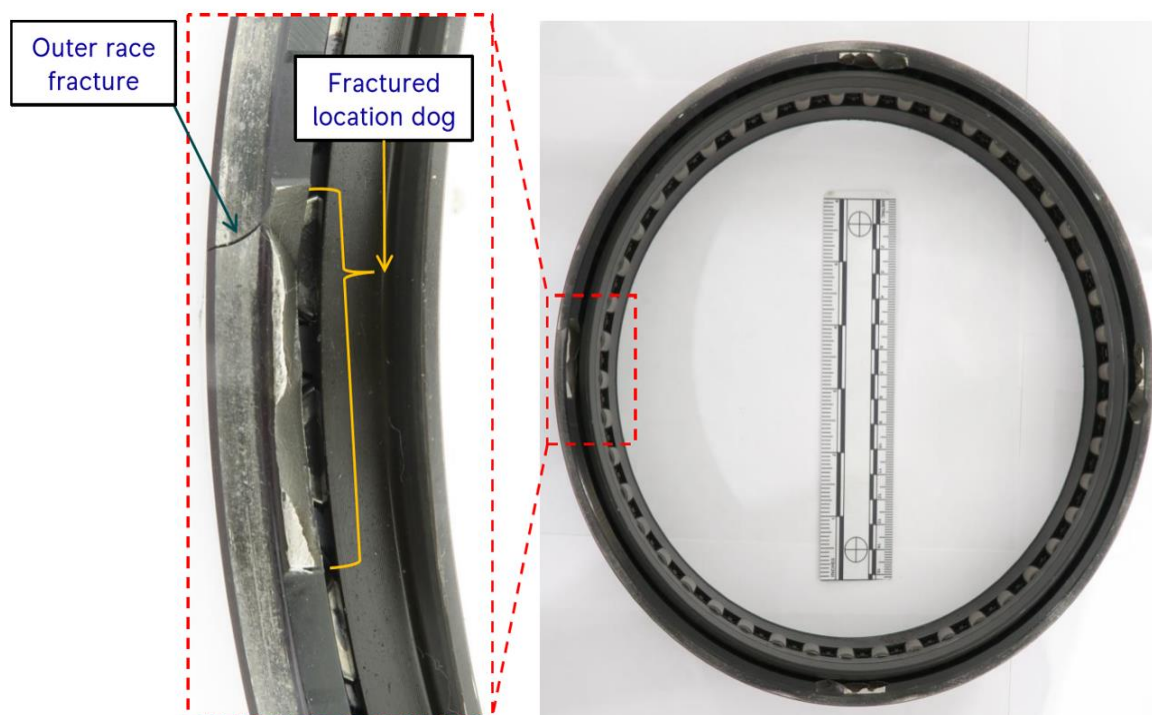


Foto 18: sagomature anti-scorrimento danneggiate.

In merito al cuscinetto di alta pressione, tutti i 15 bulloni di fissaggio si sono distaccati a causa delle sollecitazioni anomale subite durante l'evento. A testimonianza di ciò si osservano anche i relativi fori di alloggiamento deformati e danneggiati (foto 19).

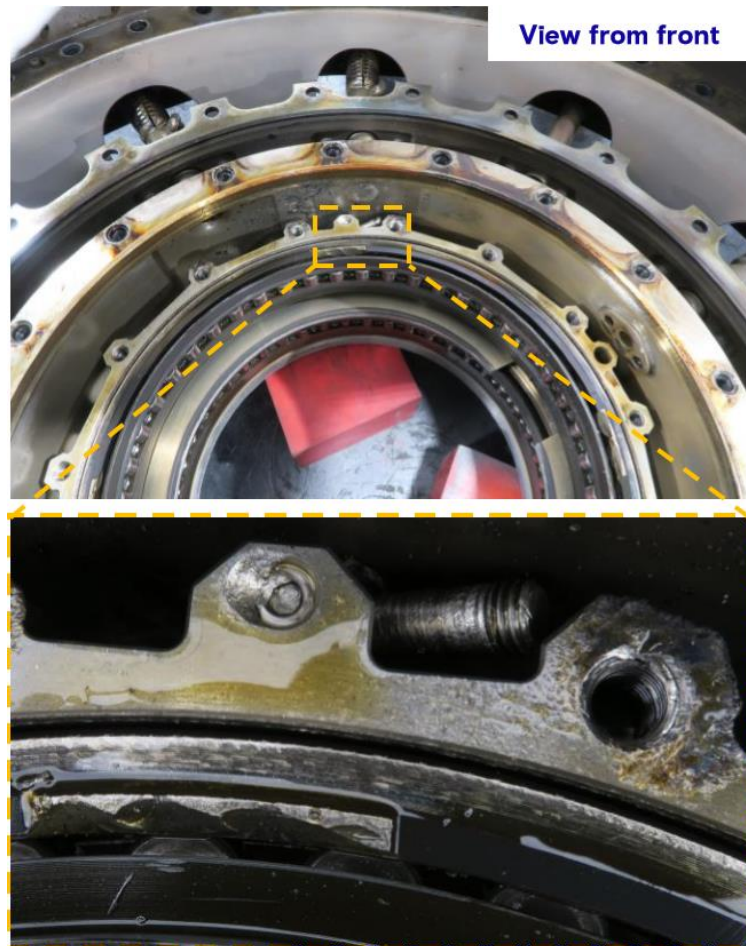


Foto 19: deformazioni fori di alloggiamento bulloni di fissaggio cuscinetto HP.

In merito al cuscinetto HP, si osservano le medesime rotture già rilevate per il cuscinetto IP in corrispondenza delle sagomature antiscorrimento (foto 20).

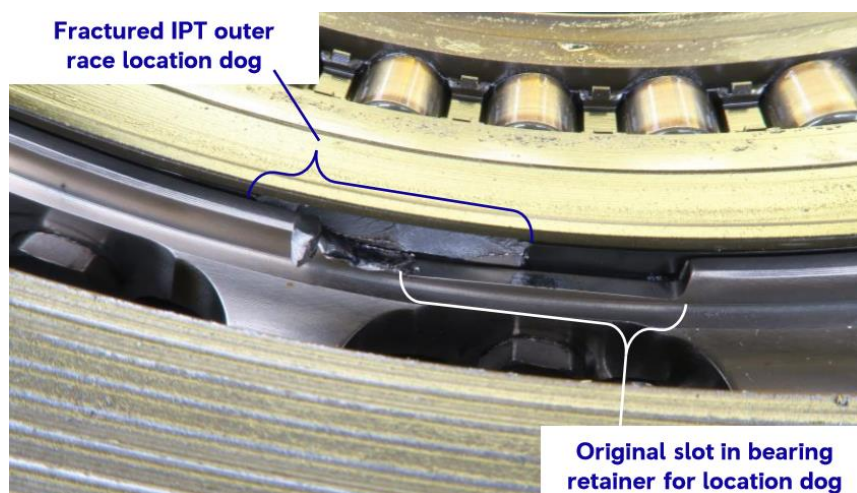


Foto 20: sagomature antiscorrimento danneggiate.

Danneggiamenti sostanziali sono stati osservati anche sull'albero IPT (foto 21). Nel dettaglio sono stati riscontrati segni di forte sfregamento, verosimilmente dovuto allo sbilanciamento e

alle vibrazioni successive al distacco della paletta IPT in posizione 79. Nella parte centrale dello sfregamento si rilevano deformazione e rottura passante (foto 22). Danneggiamenti simili erano già stati individuati in alcuni eventi precedenti ed erano stati studiati dal costruttore, al fine di comprenderne le cause e identificare ogni possibile problema di sicurezza. La valutazione ha portato a ritenere che quanto osservato fosse stato la conseguenza del distacco della paletta IPT, essendo lo sfregamento dovuto allo sbilanciamento che si verifica quando la paletta si stacca in determinate condizioni operative. In tale contesto, il calore generato dalla frizione localizzata innesca una cricca, la quale non prosegue per fatica. La conoscenza della tipologia di progettazione, unitamente all'esperienza maturata in casi analoghi avvenuti su altri motori, ha portato dunque a ritenere basso il rischio di rottura dell'albero in caso di distacco di paletta IPT. I dettagli emersi dall'indagine effettuata sull'ESN 10166, messi a confronto con quelli disponibili dai casi precedenti, hanno portato il costruttore a concludere che il danno era in linea con la precedente esperienza.

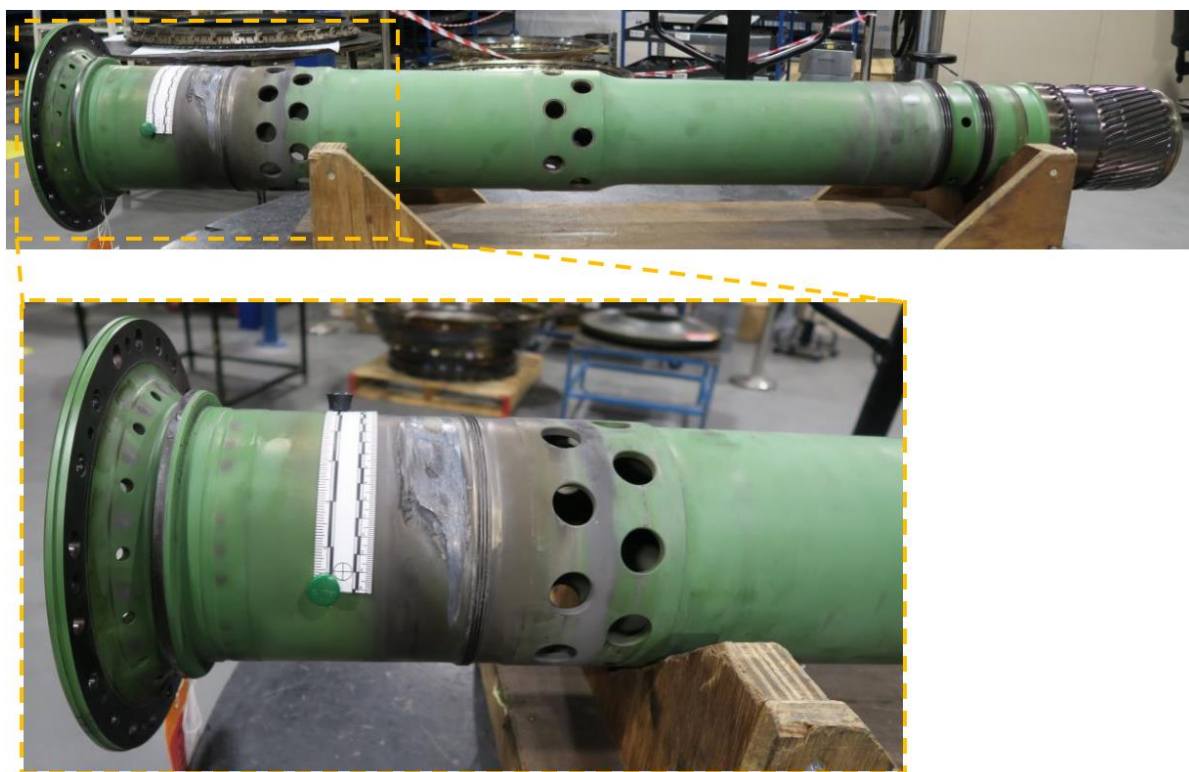


Foto 21: danneggiamento albero IPT.



Foto 22: danneggiamento albero IPT.

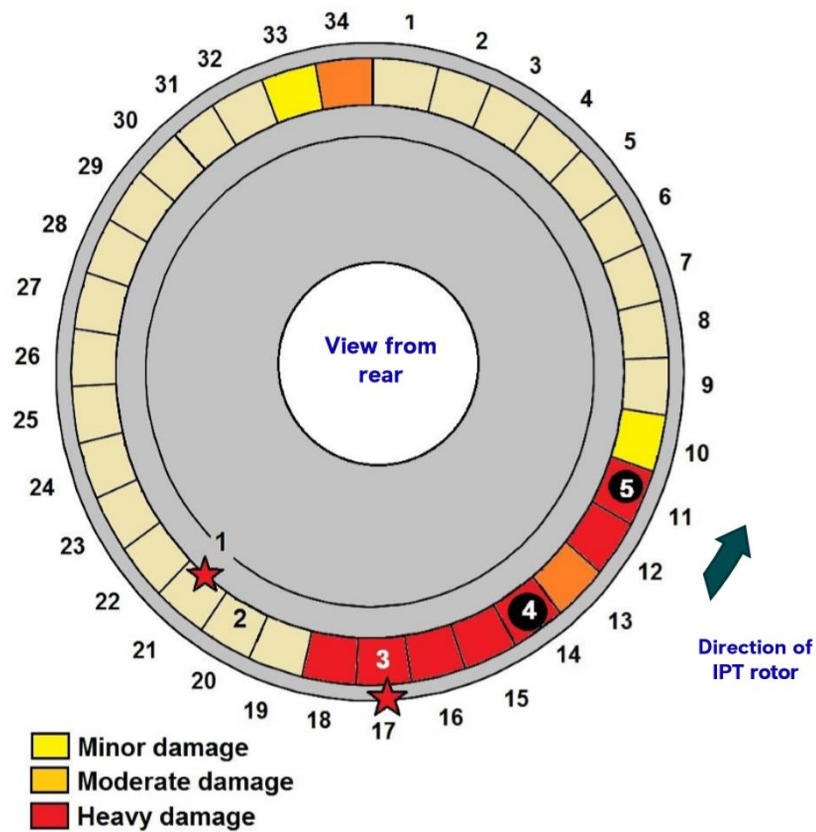


Figura 32: schema del LPT1 NGV.

In merito al gruppo LPT1 NGV, esso è costituito da 34 settori costituenti ciascuno 3 statori, per un totale di 102 statori. I danneggiamenti maggiori si rilevano per un arco di circa 80° tra il settore 11 e quello 18 (figura 32 e foto 23, illustrate anche le traiettorie dei frammenti che

hanno indotto i danneggiamenti); ad ogni modo, risultano danneggiati in maniera minore anche tutti i rimanenti settori.

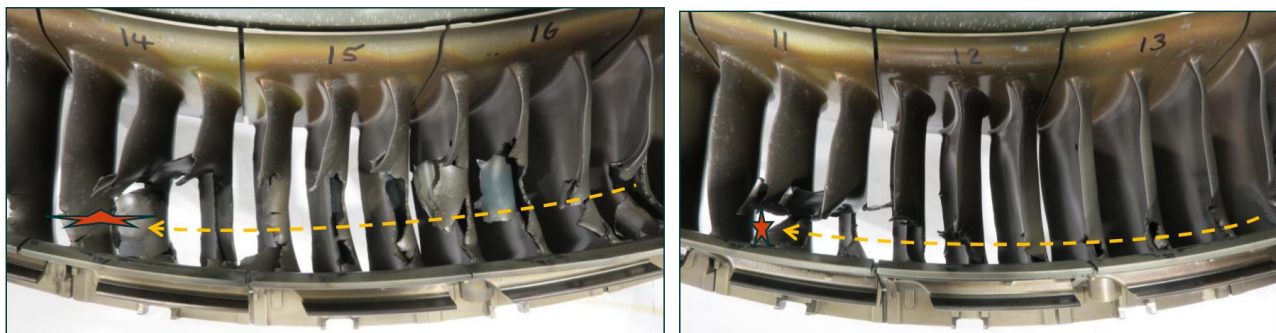


Foto 23: danneggiamento LPT1 NGV.



Foto 24: danneggiamento rotore 1° stadio LPT.

Il primo stadio rotorico LPT è costituito da 170 palette a settori di due. Si evidenzia come molto materiale dalle palette sia mancante e nelle palette pressoché integre siano presenti vistose deformazioni (foto 24). Evidenze analoghe sono osservabili su tutti gli stadi statorici e rotorici successivi (foto 25-31). Nella corona di contenimento del 2° stadio LPT, la proiezione di un frammento ha creato una indentazione sul *case* di contenimento, il quale, in corrispondenza di tale danneggiamento, si è anche criccato in modo passante (foto 27 e foto 32). Ad ogni modo nessun frammento è fuoriuscito dal *case*.



Foto 25: danneggiamento NGV 2° stadio LPT.

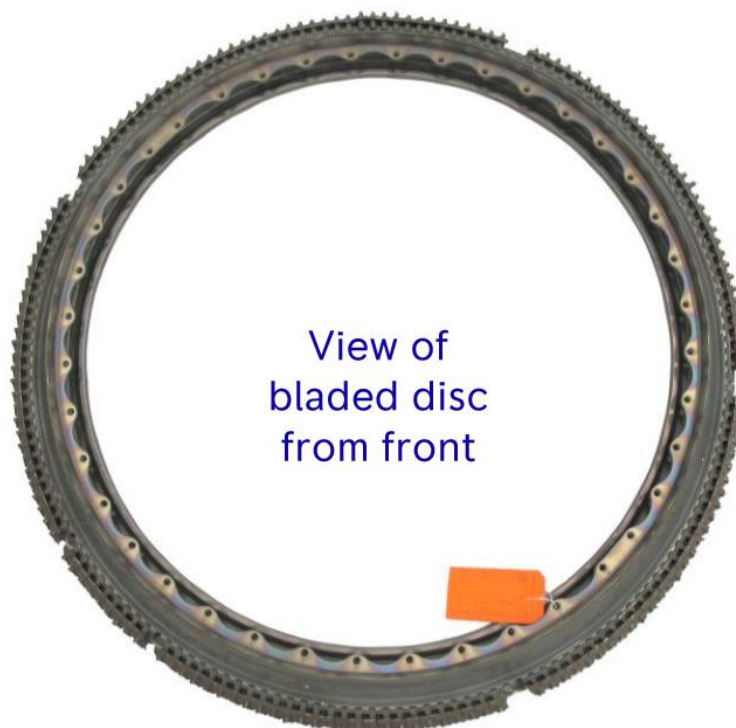


Foto 26: danneggiamento rotore 2° stadio LPT.

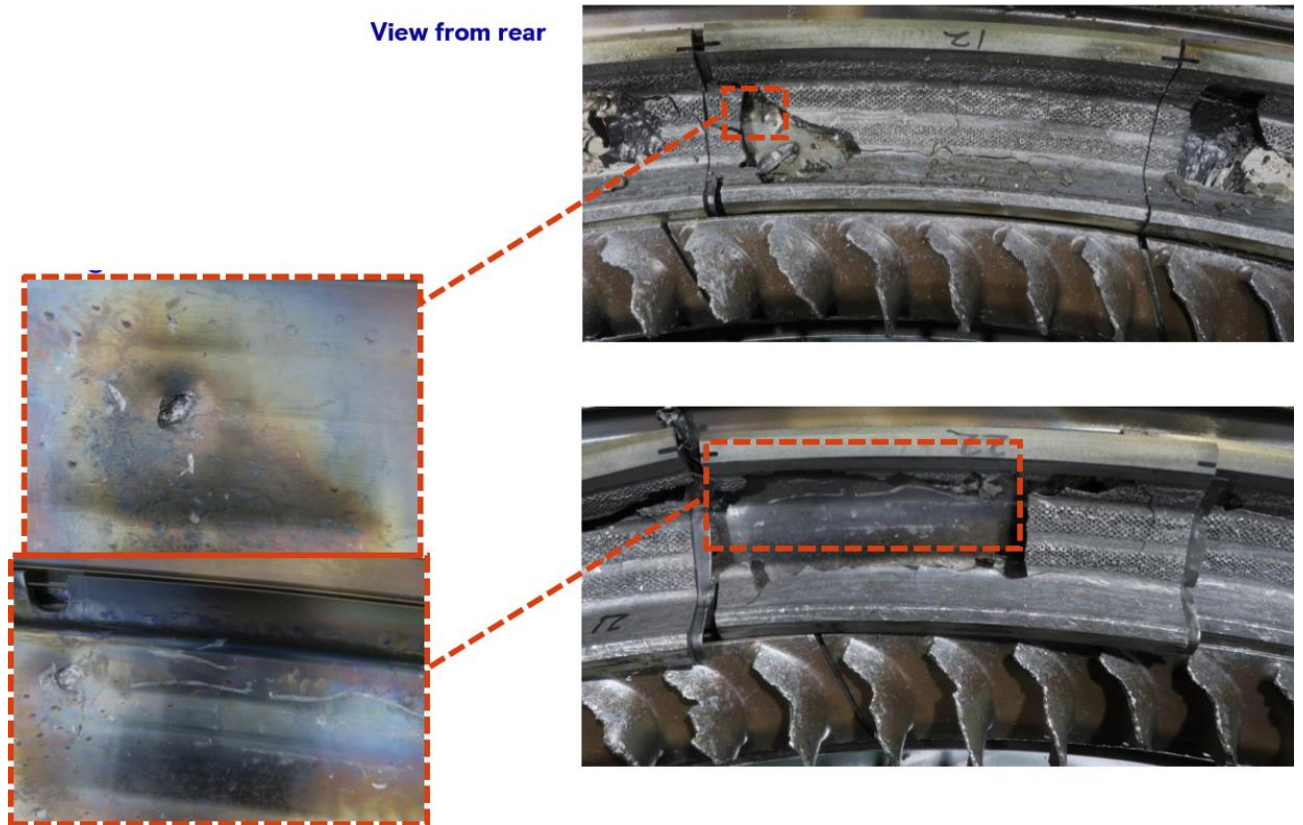


Foto 27: danneggiamento corona di contenimento del 2° stadio LPT.

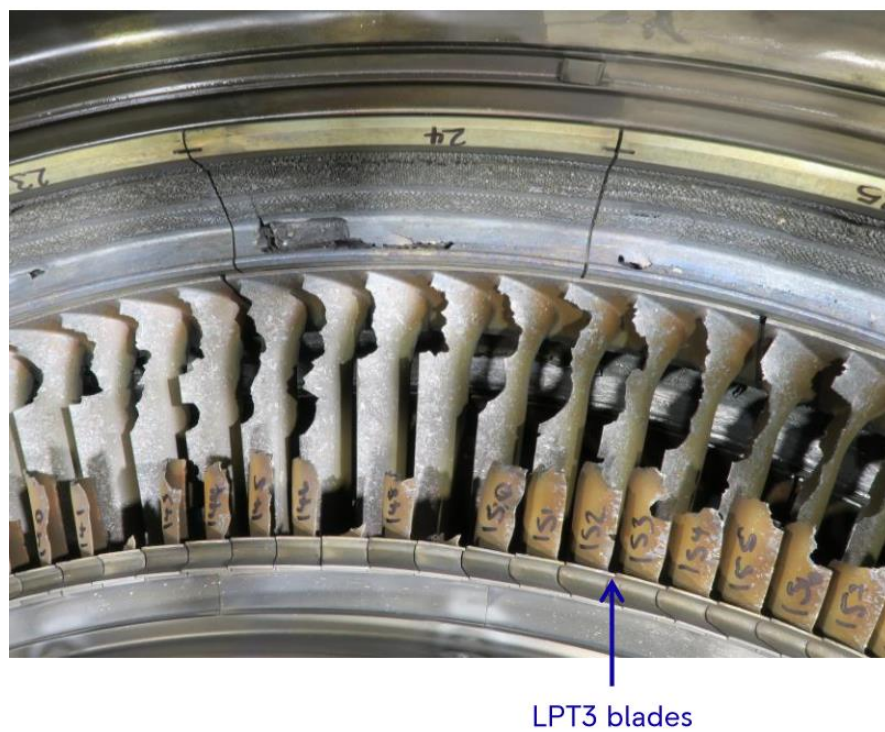
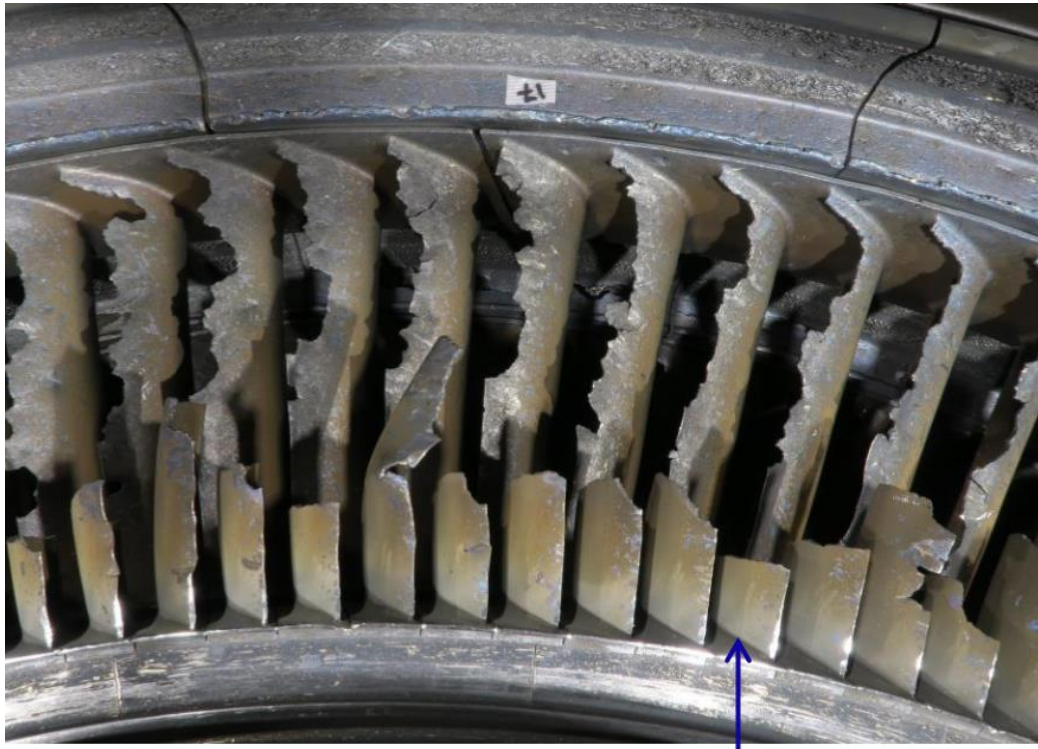


Foto 28: danneggiamento 3° stadio LPT.



LPT4 blades

Foto 29: danneggiamento 4° stadio LPT.



LPT5
blades



Foto 30: danneggiamento 5° stadio LPT.

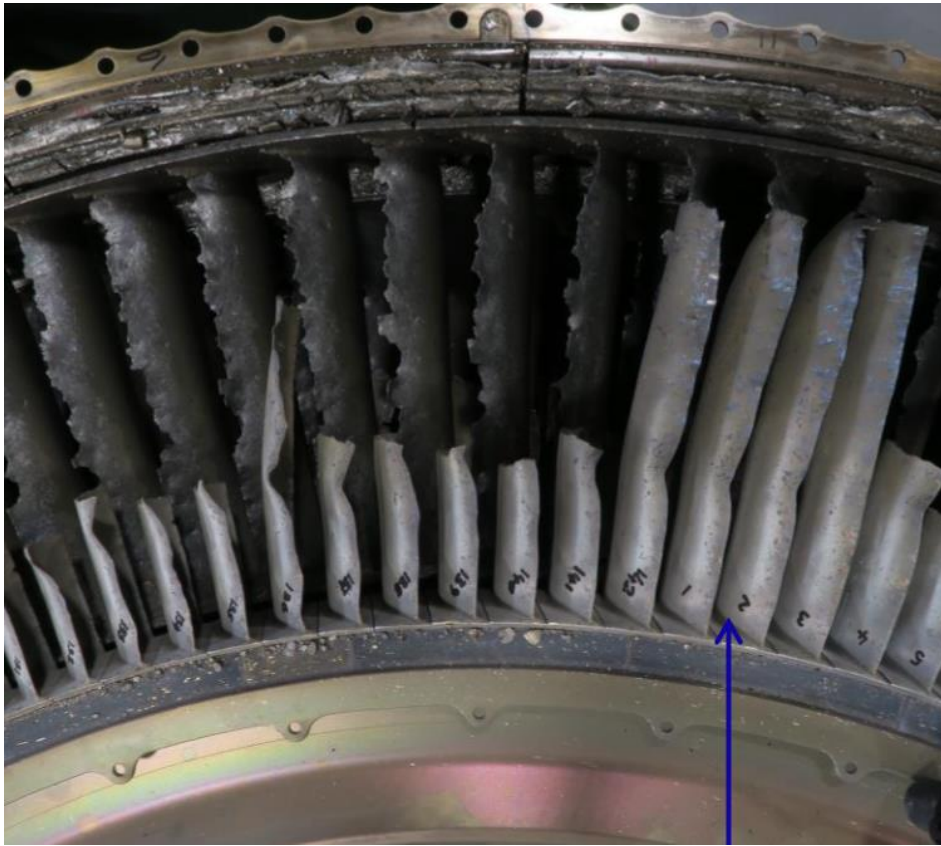


Foto 31: danneggiamento 6° stadio LPT.

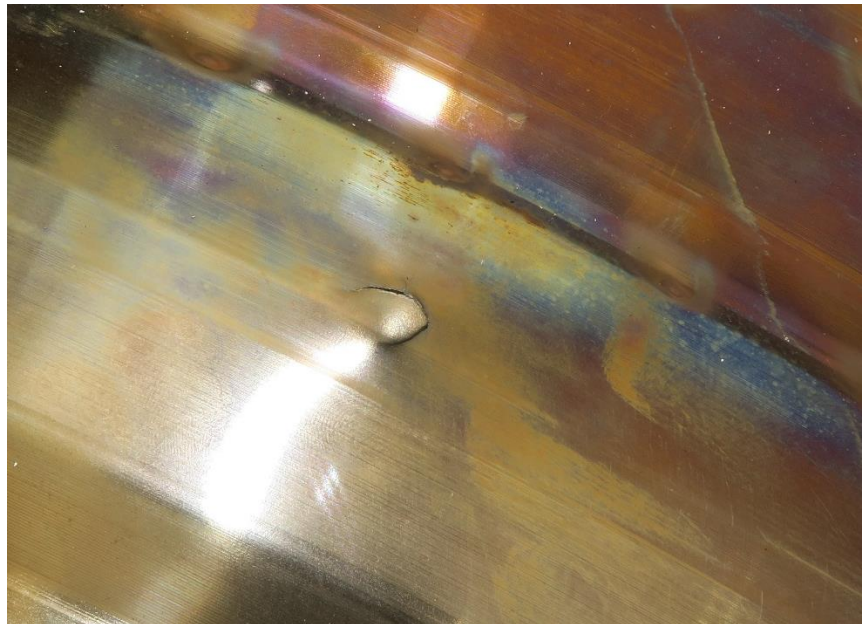


Foto 32: indentazione passante 2° stadio LPT.

1.16.2. Failure analysis IPTB posizione 79 ESN 10166

La paletta rotta, che era installata alla posizione 79 del disco rotorico IPT, mostrando caratteristiche generali di rottura progressiva, è stata sottoposta a *failure analysis*, al fine di confermare come tale danneggiamento fosse da considerarsi primario rispetto a tutti gli altri.

La paletta ha una struttura *single crystal*, costituita da TMS138A, una lega con base nickel e principali alliganti alluminio, cobalto, tungsteno, renio, tantalio.

Nel dettaglio, la superficie di rottura della suddetta paletta mostra due aree ben distinte. La prima, planare, ricopre circa il 37% della sezione trasversale totale associata alla parte progressiva e di sovraccarico progressivo della frattura; la seconda, orientata a circa 45° (foto 33), generatasi quando la sezione resistente non era stata più sufficiente a sopportare i carichi applicati. La parte progressiva della superficie di rottura ha una profondità massima di 6,03 mm circa. Tale area appariva liscia come anche quella orientata a circa 45°.



Foto 33: superficie di rottura.

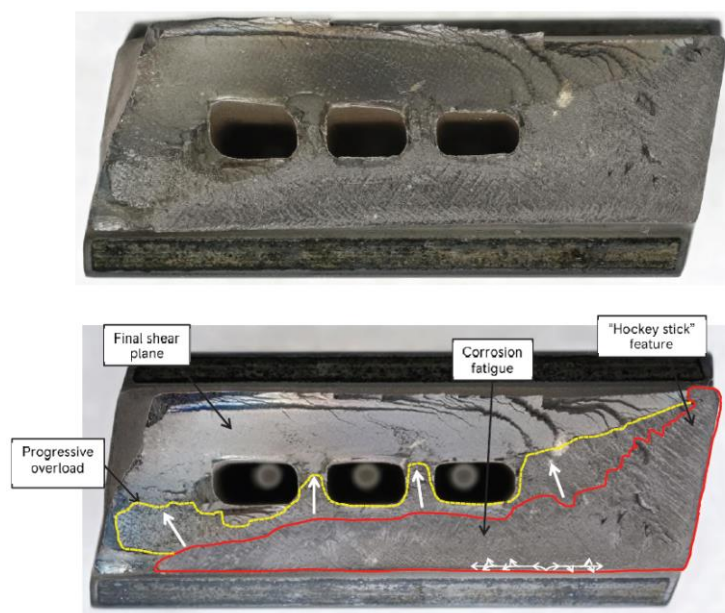


Foto 34: superficie di rottura.

Nella zona planare si osservano le seguenti caratteristiche:

- la progressione della cricca è avvenuta via *tunneling* (circa 200 μm); si è divisa tra la faccia convessa del profilo alare e l'interno;
- una zona a forma di *hockey stick*, che ricopre l'intero bordo della faccia posteriore (foto 34 e diagramma esplicativo in figura 33);
- dalla zona di *tunneling* in poi la cricca si propaga attraverso lo spessore lungo "dita" (dall'inglese "*fingers*", foto 35 e schema esplicativo della caratteristica in figura 33) attraverso lo spessore della radice a valle della faccia concava.

Alla profondità di circa 5 mm la morfologia diviene a scalini (freccia in foto 35); tali scalini sono considerati tipici del sovraccarico progressivo e sono paralleli a blocchi.



Foto 35: dettaglio superficie di rottura.

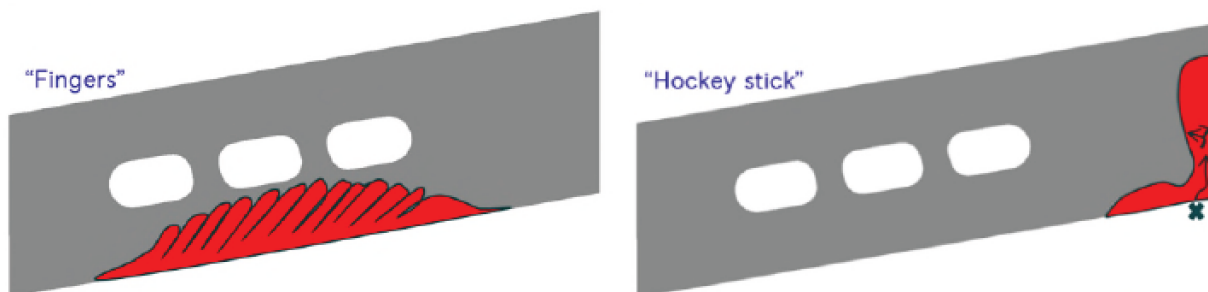


Figura 33: "dita" (dall'inglese "*fingers*") e *hockey stick*.

Osservando il frammento contenente la superficie di rottura si rileva come questa si sia generata a 14,6 mm dalla base della paletta, misurati dal lato convesso del profilo. Ciò è coerente con il posizionamento della superficie di rottura a cavallo della DML, la cui posizione è prevista essere tra i 14 e i 16 mm: la DML è il bordo della vernice protettiva del materiale. L'osservazione a maggiori ingrandimenti mediante SEM ha evidenziato la presenza di un unico punto di innesco (cerchio rosso in foto 33 e dettaglio in foto 36). L'analisi EDX effettuata in tale zona ha evidenziato una elevata concentrazione di platino, la quale è attribuibile al *coating* normalmente utilizzato.

Tutte le caratteristiche morfologiche osservate sulla paletta 79 della IPT dell'ESN 10166 (non necessariamente nelle stesse combinazioni) erano già state osservate nelle precedenti analisi delle palette IPTB distaccatesi in servizio.

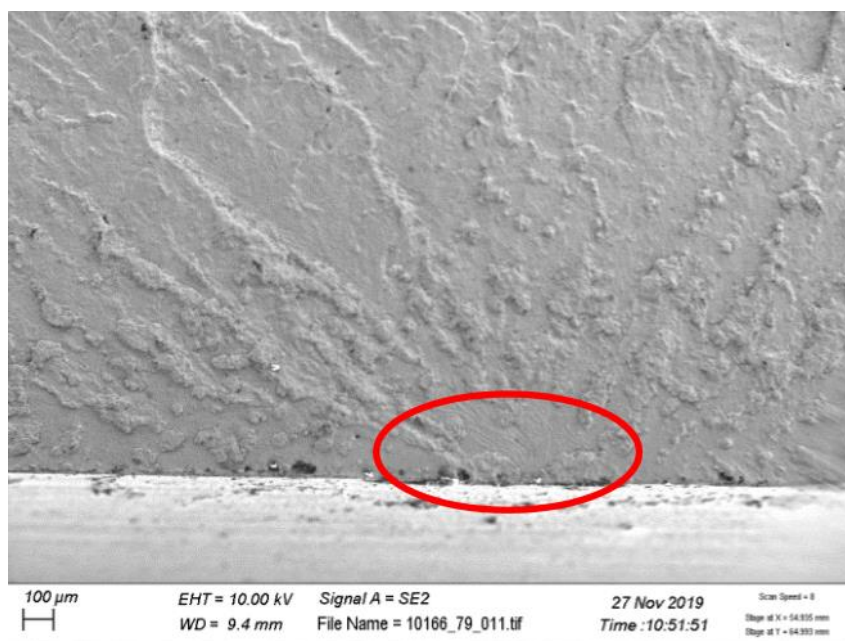


Foto 36: innesco.

L'osservazione mediante SEM ha consentito di osservare meglio anche le altre caratteristiche già visibili macroscopicamente. Nel dettaglio, in merito alla propagazione per fatica sono ben visibili le tipiche striature all'apice della cricca (foto 37), la cui interstria varia molto da zona a zona (foto 38). Ad ogni modo, tale caratteristica non è stata osservata al cuore della zona di rottura progressiva, rendendo impossibile una precisa stima della vita.

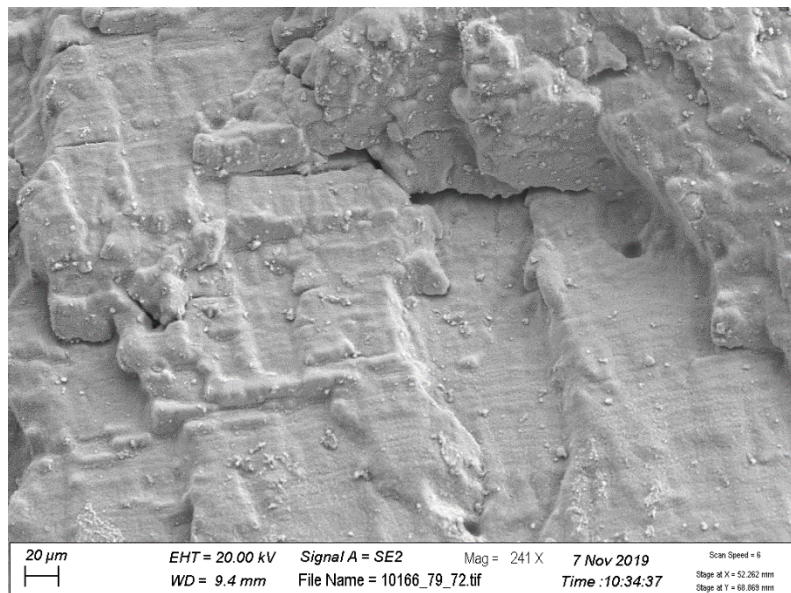


Foto 37: striature di fatica.

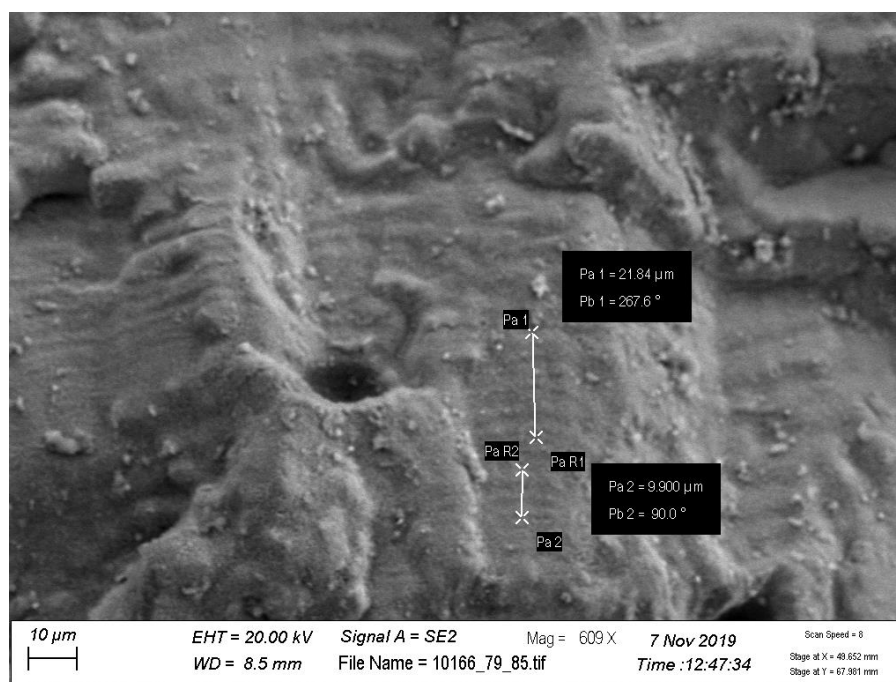


Foto 38: misure per il calcolo dell'interstria.

La mappatura EDX del metallo base ha confermato il rispetto della specifica applicabile. I fenomeni di corrosione-fatica sulle palette delle turbine con materiale a base nickel sono frequentemente innescati da meccanismi di sulfidazione. Tuttavia, gli studi condotti dalla Rolls-Royce sulla palette in discussione e su quelle caratterizzate da meccanismo di rottura analogo non hanno evidenziato quantitativi sufficienti di contaminanti in grado di innescare e alimentare una possibile sulfidazione di Tipo I o di Tipo II. In aggiunta, le caratteristiche della cricca non sono le stesse delle cricche dovute a sulfidazione osservate su altre palette di turbina.

Data la collocazione del punto di innesco, è stato determinato dal costruttore che la possibilità di innescarsi del fenomeno sia dovuta alla presenza stessa della DML. Tale evidenza di un *design* migliorabile ha indotto il costruttore a modificare le palette IPT del Trent 1000, prevedendo per gli ultimi standard della paletta l'applicazione del trattamento protettivo sulla completa superficie della paletta (cromo e platino al posto del solo platino, figura 12), oltre che di una variazione della lega costituente il materiale della paletta stessa.

Il costruttore aveva avviato, già precedentemente all'evento in esame, una approfondita campagna di ricerca scientifica, al fine di valutare in che modo esattamente il meccanismo si venisse ad innescare e quale effetto potessero avere le rotte di navigazione e le aree di impiego (e conseguentemente i contaminanti relativi) sull'innescarsi e sullo sviluppo del fenomeno progressivo. La suddetta ricerca scientifica è ancora in corso alla data di pubblicazione della presente relazione.

Delle restanti palette IPT dell'ESN 10166, ulteriori 84 hanno evidenziato la presenza di una cricca.

1.16.3. Ispezione boroscopica motore destro

L'ispezione boroscopica del motore destro non ha evidenziato danni. Alcuni segni di erosione (foto 39) sono stati trovati nelle pale della turbina ad alta pressione entro limiti accettabili per l'utilizzo. Sono inoltre stati rinvenuti segni di rilavorazione sulle palette LPT (foto 40) effettuati in una precedente *shop visit* presso il costruttore e autorizzati mediante *technical variance*.



Foto 39: erosione sulle palette HPT.



Foto 40: rilavorazione sulle palette LPT.

1.16.4. Analisi delle altre palette IPT del ESN 10140 (motore destro)

Le palette IPT dell'ESN 10140 sono state sottoposte ad ispezione visiva e correnti indotte per verificare la presenza di cricche. Sono state individuate complessivamente 92 palette con cricche. Queste sono state sottoposte ad osservazione frattografica. La cricca più profonda è stata misurata ed è risultata essere di circa 3,47 mm. Alcune delle cricche presentavano un singolo innesco, mentre altre erano multi-innesco.

1.16.5. Dettagli sulle palette IPT precedentemente distaccatesi in servizio

Evidenze analoghe a quelle della palette IPT 79 dell'ESN 10166 in termini di meccanismo di rottura sono state riscontrate sulle palette IPT che si sono rotte in servizio in passato. Di seguito i dettagli in termini di profondità della cricca e area di progressione per ciascuno degli eventi precedenti. Le aree nella successiva tabella riguardano solo le regioni caratterizzate da corrosione-fatica e non includono le parti di sovraccarico progressivo. Invece la misura di massima profondità della cricca riguarda entrambe le aree.

#	Event Date	ESN	Maximum crack depth (mm)	Crack area (% of total surface)
1	21 st Oct 2015	10159	5,71	45
2	22 nd Feb 2016	10079	7,14	39
3	3 rd Mar 2016	10072	5,84	42
4	18 th Mar 2016	10179	7,25	45
5	20 th Aug 2016	10176	6,52	34
6	11 th Feb 2017	10209	4,84	41
7	5 th Dec 2017	10231	6,20	48
8	6 th Dec 2017	10227	5,93	43
9	6 th Jul 2018	10086	4,88	37
10	15 th May 2019	10202 #15	6,1	39
		10202 #15	5,2	43,5
11	10 th Aug 2019	10166	6,03	37

1.16.6. Palette IPT stress analysis

Al fine di verificare l'influenza del *design* della paletta IPT sulle rotture progressive riscontrate sono state richieste le valutazioni di carattere numerico circa gli stress agenti sulle palette in argomento, nelle condizioni di MTO, salita e crociera. I risultati, in termini di temperature e livelli di stress, dimostrano come questi raggiungano valori modesti rispetto alle caratteristiche di resistenza del materiale impiegato nella zona ove tipicamente si innescano e propagano le cricche di natura progressiva riscontrate.

1.17. INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI

1.17.1. Aeronavigabilità e principi certificativi

Nel contesto dell'evento in discussione è opportuno ricordare i principali concetti applicabili per il mantenimento della aeronavigabilità dei componenti certificati EASA. Questa è disciplinata dall'Annesso I del regolamento UE 748/2012⁶ (Part-21 *Continuous Airworthiness, CAW*), nonché, per i richiami previsti, dalla CS-E e CS-25 (*Large Aeroplanes*) e dai relativi AMC & GM.

Di seguito verranno quindi citati i punti delle suddette normative che sono stati considerati utili ai fini dell'analisi dell'evento.

In particolare, si richiama quanto segue: AMC & GM for Part 21, Section A, Subpart A, GM 21.A.3B(d)(4), 2.1 e 2.2:

«Over the years, target airworthiness risk levels underlying airworthiness requirements have developed on the basis of traditional qualitative airworthiness approaches; they have been given more precision in recent years by being compared with achieved airworthiness levels (judged from accident statistics) and by the general deliberations and discussions which accompanied the introduction of rational performance requirements, and more recently, the Safety Assessment approach in requirements. Although the target airworthiness risk level tends to be discussed as a single figure (a fatal accident rate for airworthiness reasons of not more than 1 in 10,000,000 flights/flying hours for large aeroplanes) it has to be recognised that the requirements when applied to particular aircraft types will result in achieved airworthiness levels at certification lying within a band around the target level and that thereafter, for particular aircraft types and for particular aircraft, the achieved level will vary within that band from time to time.

The achieved airworthiness risk levels can vary so as to be below the target levels, because it is difficult if not impossible to design to the minimum requirements without being in excess of requirements in many areas; also because aircraft are not always operated at the critical conditions (e.g., aircraft weight, cg position and operational speeds; environmental conditions - temperature, humidity, degree of turbulence). The achieved level may vary so as to be above the target level because of undetected variations in material standards or build standards, because of design deficiencies, because of encountering unforeseen combinations of failures and/or combinations of events, and because of unanticipated operating conditions or environmental conditions.»

I concetti sopra esposti, attualmente vigenti, si basano dunque su:

«accident statistics «and by the general deliberations and discussions which accompanied the introduction of rational performance requirements, and more recently, the Safety Assessment approach in requirements»,

portando a ritenere valida, a livello generale di aeromobile, la definizione di un

«fatal accident rate for airworthiness reasons of not more than 1 in 10,000,000 flights/flying hours for large aeroplanes».

Il medesimo testo può essere ritrovato nell'Airworthiness Information Leaflet AD/IL/0092/1-7 della CAA datato 19 novembre 1982 (Allegato "A" alla presente relazione).

Alla luce di quanto sopra, viene dunque ipotizzato che situazioni di diminuzione di livelli di sicurezza possano avvenire circa 10 volte nella vita di un aeromobile che abbia una vita tipo

⁶ Regolamento UE 748/2012 della Commissione, del 3 agosto 2012 che stabilisce le regole di attuazione per la certificazione di aeronavigabilità e ambientale di aeromobili e relativi prodotti, parti e pertinenze, nonché per la certificazione delle imprese di progettazione e di produzione.

di 60.000 ore di volo; conseguentemente, assumendo questi numeri, si fornisce come linea guida la possibilità di permanenza in livelli diminuiti di sicurezza in proporzione alla vita totale del progetto come di seguito indicato [AMC & GM for Part 21, Section A, Subpart A GM 21.A.3B(d)(4), 3.7]:

«Using these criteria, there could then be during each of these emergency periods (assumed to be ten in number) a risk allowance contributed by the campaign alone of:

- 1 x 10⁻⁷ for 2.5% of the aircraft's life; or
- 5 x 10⁻⁷ for 0.5% of the aircraft's life; or
- 1 x 10⁻⁶ for 0.25% of the aircraft's life; or
- 1 x 10⁻⁵ for 0.025% of the aircraft's life, etc.».

Tutte le suddette previsioni in vigore oggi erano contemplate, con i medesimi valori numerici, anche nel già citato Airworthiness Information Leaflet AD/IL/0092/1-7 della CAA datato 19 novembre 1982.

Ciò comporta anche la definizione dei seguenti tempi di reazione per riportare i livelli di sicurezza a quelli desiderati secondo la seguente tabella [AMC & GM for Part 21, Section A, Subpart A, GM 21.A.3B(d)(4), 3.8]:

Estimated catastrophe rate to aircraft due to the defect under consideration (per a/c hour)	Average reaction time for aircraft at risk (hours)	On a calendar basis
4 x 10 ⁻⁸	3750	15 months
5 x 10 ⁻⁸	3000	12 months
1 x 10 ⁻⁷	1500	6 months
2 x 10 ⁻⁷	750	3 months
5 x 10 ⁻⁷	300	6 weeks
1 x 10 ⁻⁶	150	3 weeks
1 x 10 ⁻⁵	15	Return to base

Il GM 21.A.3B(d)(4), 4.4 riporta inoltre quanto segue:

«It is not intended that the method should be used to avoid quicker reaction times where these can be accommodated without high expense or disruption of services.».

Anche in questo caso una tabella simile era presente già nell'Airworthiness Information Leaflet AD/IL/0092/1-7 della CAA datato 19 novembre 1982.

In dettaglio, ulteriori valutazioni statistiche devono essere poste in essere per la valutazione della CAW. Per evitare che possano esserci picchi di rischio anche se solo per brevissimo tempo, la *probability* per singolo aeromobile è limitata a 20 volte il valore medio [AMC & GM for PART 21, GM 21.A.3B(d)(4), 3.10]:

«There is one further constraint. However little effect a situation may have on the “whole life” risk of an aircraft, the risk should not be allowed to reach too high a level for any given flight. Thus while a very high risk could be tolerated for a very short period without unacceptable degradation of the overall airworthiness target, the few flights involved would be exposed to a quite unacceptable level of risk. It is therefore proposed that the Table 1 should have a cut-off at the 2 x 10⁻⁶ level so that no flight carries a risk greater than 20 times the target.».

Medesimo approccio si assume per gli eventi *hazardous*, la cui probabilità di verificarsi può arrivare per singolo aeromobile a 2×10^{-5} .

Inoltre, per le flotte numerose si ritiene opportuno definire anche un valore di *cutoff* in termini di probabilità di evento catastrofico e *hazardous* [AMC & GM for PART 21, GM 21.A.3B(d)(4), 3.15]⁷:

«In addition, in order to take into account large fleet size effect, the expected probability of the catastrophic event during the rectification period on the affected fleet shall not exceed 0.1.

In addition, in order to take into account large fleet size effect, the expected probability of the hazardous event during the rectification period on the affected fleet shall not exceed 0.5.».

Questi ultimi valori vengono utilizzati per determinare durante le campagne di rettifica il PNE.

Quanto appena detto vale a livello aeromobile e per flotta; tuttavia è chiaro come l'aumento di *failure rate* del singolo componente dell'aeromobile entri in questo contesto nella misura in cui possa influire sul livello di rischio generale.

In tale contesto, si definiscono le *unsafe conditions* [AMC & GM for PART 21, AMC 21.A.3B(b)]:

«An unsafe condition exists if there is factual evidence (from service experience, analysis or tests) that:

(a) An event may occur that would result in fatalities, usually with the loss of the aircraft, or reduce the capability of the aircraft or the ability of the crew to cope with adverse operating conditions to the extent that there would be:

(i) A large reduction in safety margins or functional capabilities, or (ii) Physical distress or excessive workload such that the flight crew cannot be relied upon to perform their tasks accurately or completely, or [omissis]

(iii) Serious or fatal injury to one or more occupants unless it is shown that the probability of such an event is within the limit defined by the applicable airworthiness requirements, or

(b) There is an unacceptable risk of serious or fatal injury to persons other than occupants, or

(c) Design features intended to minimise the effects of survivable accidents are not performing their intended function.».

Le AMC e GM for PART 21 stabiliscono anche come sia necessario condurre una analisi degli eventi per determinare se si verifichi effettivamente una *unsafe condition*.

In particolare, la GM 21.A.3B(b), paragrafo 2.1, prevede quanto segue:

«2.1.2 Events involving an aircraft, engines, system, propeller or part or appliance failure, malfunction or defect

The general approach for analysis of in service events caused by malfunctions, failures or defects will be to analyse the actual failure effects, taking into account previously unforeseen failure modes or improper or unforeseen operating conditions revealed by service experience.

These events may have occurred in service, or have been identified during maintenance, or been identified as a result of subsequent tests, analyses, or quality control.

These may result from a design deficiency or a production deficiency (non conformity with the type design), or from improper maintenance.».

Nello specifico, per i motori [GM 21.A.3B(b), paragrafo 2.2] è riportato quanto segue:

⁷La FAA AC 39-8 riporta concetti analoghi, fissando, però, in 1, la probabilità di eventi *hazardous*.

«The consequences and probabilities of engine failures have to be assessed at the aircraft level in accordance with paragraph 2.1, and also at the engine level for those failures considered as Hazardous in CS E-510. The latter will be assumed to constitute unsafe conditions, unless it can be shown that the consequences at the aircraft level do not constitute an unsafe condition for a particular aircraft installation.»

La definizione di *hazardous* è proprio fornita nella CS-E 510 (g)(2) mediante i seguenti eventi⁸:

- «(i) Non-containment of high-energy debris;
- (ii) Concentration of toxic products in the Engine bleed air for the cabin sufficient to incapacitate crew or passengers;
- (iii) Significant thrust in the opposite direction to that commanded by the pilot;
- (iv) Uncontrolled fire;
- (v) Failure of the Engine mount system leading to inadvertent Engine separation;
- (vi) Release of the Propeller by the Engine, if applicable;
- (vii) Complete inability to shut the Engine down.»

Il testo della citata CS-E, pur non definendo esplicitamente gli *high-energy debris*, in merito agli stessi riporta quanto segue [AMC E 510 Safety Analysis (d)(iii)]:

«Uncontained debris cover a large spectrum of energy levels due to the various sizes and velocities of parts released in an Engine Failure. The Engine has a containment structure which is designed to withstand the consequences of the release of a single blade (see CS-E 810(a)), and which is often adequate to contain additional released blades and static parts. The Engine containment structure is not expected to contain major rotating parts should they fracture. Discs, hubs, impellers, large rotating seals, and other similar large rotating components should therefore always be considered to represent potential high-energy debris. Service experience has shown that, depending on their size and the internal pressures, the rupture of the high-pressure casings can generate high-energy debris. Casings may therefore need to be considered as a potential for high-energy debris.»

Pertanto sono da considerarsi certamente potenziali *high-energy debris: discs, hubs, impellers, large rotating seals e other similar large rotating components*. Tuttavia, non sono escluse altre possibilità, lasciando non definito quale sia il livello energetico che caratterizza un *high-energy debris*.

Inoltre, se da un lato è chiaro che si richieda al motore di contenere potenziali proiezioni radiali di palette, dall'altro non si esclude che la definizione di *uncontained* possa essere applicata a componenti proiettati assialmente. A tal proposito, infatti, si rileva una discrepanza con la normativa americana (AC33.75), la quale, mantenendo linee guida simili a quelle sopra riportate per la definizione di *high energy debris*, aggiunge quanto segue:

«Uncontained blades from a multiple blade release are typically considered low energy fragments because their energy has been significantly reduced in defeating the containment structure. These events may typically be considered major engine effects. However, the release of significant numbers of blades (for example, corn-cobbed rotors) will likely include fragments exiting with high energy, and would therefore result in a hazardous engine effect.»

⁸ Nella FAR 33.75 – Safety Analysis si ritrova un testo equivalente a quello della CS E-510.

In merito alla accettabilità degli *hazardous engine effects* ci si riferisce sostanzialmente ad un valore massimo ammissibile di probabilità di verificarsi dell'evento negativo, come è possibile vedere di seguito [CS E-510 (a).(3)]:

«It must be shown that Hazardous Engine Effects are predicted to occur at a rate not in excess of that defined as Extremely Remote (probability less than 10^{-7} per Engine flight hour).».

La citata CS E fornisce anche un valore massimo ammissibile di probabilità di verificarsi dell'evento negativo applicabile ai *major engine effects* [CS-E 510 (a).(4)]:

«It must be shown that Major Engine Effects are predicted to occur at a rate not in excess of that defined as Remote (probability less than 10^{-5} per Engine flight hour).».

In merito ai *major engine effects*, maggiori dettagli sono forniti nella AMC 510 (3)(e):

«Major Engine Effects

Compliance with CS-E 510(a)(4) can be shown if the individual Failures or combinations of Failures resulting in Major Engine Effects have probabilities not greater than 10^{-5} per Engine flight hour. No summation of probabilities of Failure modes resulting in the same Major Engine Effect is required to show compliance with this rule.

Major Engine Effects are likely to significantly increase crew workload, or reduce the safety margins. Not all the effects listed below may be applicable to all engines or installation, owing to different design features, and the list is not intended to be exhaustive.

Typically, the following may be considered as Major Engine Effects:

- Controlled fires (i.e. those brought under control by shutting down the Engine or by on-board extinguishing systems).
- Case burn-through where it can be shown that there is no propagation to Hazardous Engine Effects.
- Release of low-energy parts where it can be shown that there is no propagation to Hazardous Engine Effects.
- Vibration levels that result in crew discomfort.
- Concentration of toxic products in the Engine bleed air for the cabin sufficient to degrade crew performance.
- Thrust in the opposite direction to that commanded by the pilot, below the level defined as hazardous.
- Loss of integrity of the load path of the Engine supporting system without actual Engine separation.
- Generation of thrust greater than maximum rated thrust.
- Significant uncontrollable thrust oscillation.».

In merito ai *minor engine effects*, si riporta, di seguito la definizione presente nella CS-E 510 (g)(1):

«An Engine Failure in which the only consequence is partial or complete loss of thrust or power (and associated Engine services) from the Engine must be regarded as a Minor Engine Effect.».

La definizione dei suddetti valori massimi ammissibili di probabilità di verificarsi dell'evento negativo deriva, a cascata, dalla definizione valida a livello velivolo circa la possibilità di evento catastrofico fissata a 10^{-9} [CS 25 AMC 25.1309 (6)]:

«For a number of years aeroplane systems were evaluated to specific requirements, to the "single fault" criterion, or to the fail-safe design concept. As later-generation aeroplanes developed, more safety critical functions were required to be performed, which generally resulted in an increase in the complexity of the systems designed to perform these functions. The potential hazards to the aeroplane and its occupants which could arise in the event of loss of one or more functions provided by a system or that system's malfunction had to be considered, as also did the interaction between systems performing different functions. This has led to the general principle that an inverse relationship should exist between the probability of a Failure Condition and its effect on the aeroplane and/or its occupants (see Figure 1). In assessing the acceptability of a design it was recognised that rational probability values would have to be established. Historical evidence indicated that the probability of a serious

accident due to operational and airframe-related causes was approximately one per million hours of flight. Furthermore, about 10 percent of the total were attributed to Failure Conditions caused by the aeroplane's systems. It seems reasonable that serious accidents caused by systems should not be allowed a higher probability than this in new aeroplane designs. It is reasonable to expect that the probability of a serious accident from all such Failure Conditions be not greater than one per ten million flight hours or 1×10^{-7} per flight hour for a newly designed aeroplane. The difficulty with this is that it is not possible to say whether the target has been met until all the systems on the aeroplane are collectively analysed numerically. For this reason it was assumed, arbitrarily, that there are about one hundred potential Failure Conditions in an aeroplane, which could be Catastrophic. The target allowable Average Probability per Flight Hour of 1×10^{-7} was thus apportioned equally among these Failure Conditions, resulting in an allocation of not greater than 1×10^{-9} to each. The upper limit for the Average Probability per Flight Hour for Catastrophic Failure Conditions would be 1×10^{-9} , which establishes an approximate probability value for the term "Extremely Improbable". Failure Conditions having less severe effects could be relatively more likely to occur.».

In tale contesto, più schematicamente, si riporta la seguente tabella [CS 25 AMC 25.1309 (8)]⁹:

Classification of Failure Conditions	No Safety Effect	Minor	Major	Hazardous	Catastrophic
Allowable Qualitative Probability	No Probability Requirement	<--Probable-->	<--Remote-->	Extremely <-----> Remote	Extremely Improbable
Allowable Quantitative Probability: Average Probability per Flight Hour on the Order of:	No Probability Requirement	<-----> < 10^{-3} Note 1	<-----> < 10^{-5}	<-----> < 10^{-7}	< 10^{-9}
Note 1: A numerical probability range is provided here as a reference. The applicant is not required to perform a quantitative analysis, nor substantiate by such an analysis, that this numerical criteria has been met for Minor Failure Conditions. Current transport category aeroplane products are regarded as meeting this standard simply by using current commonly-accepted industry practice.					

Dall'approfondimento effettuato durante l'inchiesta di sicurezza emerge che i concetti sopra espressi con relativi valori numerici sono stati ideati dal mondo industriale negli anni '50 del secolo scorso, per poi essere considerati come utilizzabili all'incirca negli anni '60. I British Civil Airworthiness Requirements (BCAR) sono stati i primi a stabilire valori di probabilità quantitativi accettabili per i sistemi di velivoli da trasporto.

Anche la definizione dei criteri di mantenimento dell'aeronavigabilità si è basata sostanzialmente sulle *accident statistics*, unitamente alla introduzione di *rational performance requirements*. Questa definizione ha dato vita alla prescrizione dei valori massimi ammissibili di probabilità del verificarsi dell'evento negativo a livello velivolo e di sistema che si sono tramandati immutati fino ad oggi.

Una ricerca ha consentito di accertare che, per i motori, i valori massimi ammissibili di probabilità di verificarsi dell'evento negativo, così come sopra richiamati, erano già presenti

⁹ Medesimi valori numerici per le definizioni di eventi *minor*, *major* e *catastrophic* sono presenti nella AC 25.1309 1A del 21-06-1988.

nella AMC della JAR-E revisione 6 del 1981: da almeno 40 anni sono rimasti immutati. Nel suddetto approfondimento è stato altresì verificato come non ci sia attualmente in Europa un progetto volto ad una verifica/rivalutazione di tali probabilità alla luce di dati aggiornati di statistiche e volume effettivo di traffico.

È comunque importante notare che i *safety objective* minimi per i sistemi ed equipaggiamenti definiti nella AMC 25.1309 sono composti da vari elementi. Tra questi certamente le probabilità di accadimento. La AMC 25.1309 dal 1988 ad oggi è stata aggiornata 13 volte, introducendo ogni volta nuovi elementi afferenti la sicurezza.

Inoltre, per i motori a turbina, la possibilità del distacco di una paletta del compressore o di una turbina è contemplata in fase di certificazione nella CS-E 810 e, in maggior dettaglio, nella AMC E 810:

«(c) Condition after Tests. On completion of the tests, a complete power Failure is acceptable, but there should be -

(i) containment by the Engine without causing significant rupture or hazardous distortion of the Engine outer casing or the expulsion of blades through the Engine casing or shield;

NOTE: If debris is ejected from the Engine intake or exhaust, the approximate size and weight of the debris should be reported with an estimate of its trajectory and velocity, so that the effect upon the aircraft can be assessed».

Tale AMC E prende in considerazione in fase di design e di test traiettorie e velocità delle parti per considerare l'effetto sull'aeroplano.

Ad ogni modo, maggiore attenzione agli effetti sul terzo sorvolato viene data nel CM-21.A-A-001 Issue 01 del 29 novembre 2018 (Allegato "B" alla presente relazione): il documento tratta, nello specifico, le Parts Detached from Aeroplanes (PDA), prendendo in considerazione le seguenti variabili principali:

- densità della popolazione;
- dimensioni e peso delle PDA;

queste vengono utilizzate per calcolare in termini di probabilità del verificarsi dell'evento negativo:

- la probabilità che si verifichi un evento di PDA;
- la probabilità che una persona possa essere colpita da una PDA;
- la probabilità che una persona, se colpita da una PDA, subisca ferimenti mortali (assunta conservativamente pari al 100%).

Tali probabilità vengono comparate alle *probabilities of occurrence* della CS 25, per ottenere la stima dei rischi sopra menzionati.

Il CM conclude che sulla base dello studio statistico presentato non ci sono, allo stato attuale e a lungo termine, *unsafe condition* per la popolazione al suolo. Tale determinazione risultava avvalorata dall'assenza di casi di deceduti o feriti gravi dovuti a PDA. Ad ogni modo, lo studio

non prende in considerazione il rischio specifico per le persone che si trovino in prossimità degli aeroporti. In tale contesto giova ricordare che, prendendo in considerazione la sola Unione europea, la popolazione è cresciuta, addensandosi negli agglomerati urbani, dal 1960 al 2020, di circa 93 milioni di persone (figura 34)¹⁰.

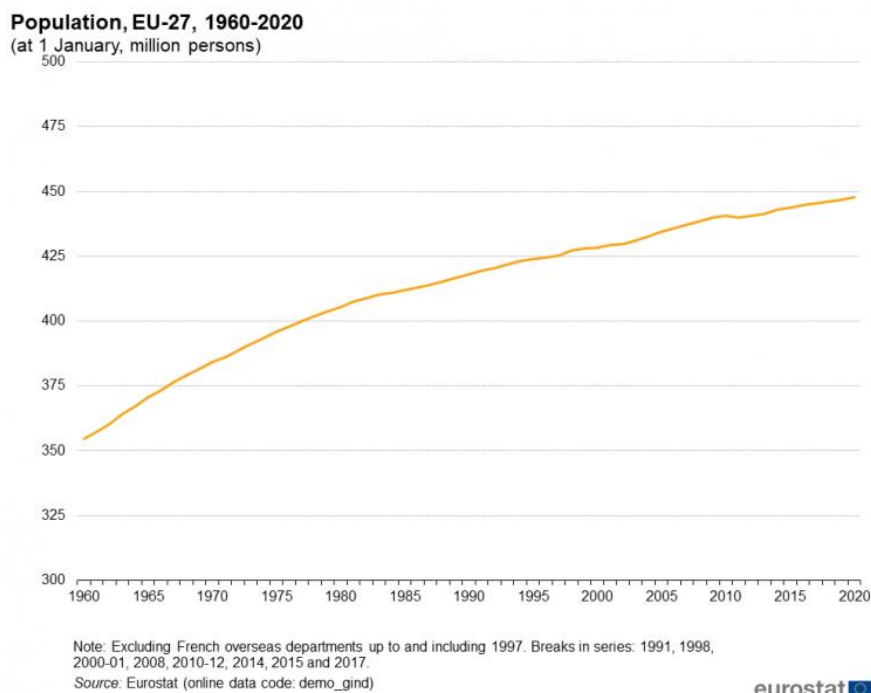


Figura 34: crescita della popolazione UE negli ultimi 60 anni.

Inoltre, con particolare riferimento all'affidabilità dei propulsori, il CM in discussione sembra non considerare che nella fase di decollo e salita i motori siano più stressati che in altre fasi del volo e che ciò avvenga indipendentemente dalla durata del volo (i valori massimi ammissibili di probabilità di verificarsi dell'evento negativo sono definiti solo in base alle ore di volo). A tal proposito, si evidenzia come lo stesso costruttore del tipo di motore in esame abbia preferito considerare la vita del motore relativamente allo specifico fenomeno di rottura delle palette IPT in funzione di cicli piuttosto che in termini di ore di volo, in quanto tale scelta forniva una migliore correlazione con la profondità delle cricche. Inoltre, il CM non attribuisce valore nella valutazione del rischio alla temperatura che possono avere le PDA. Nel caso di specie la TGT, al momento dell'avaria, era di 876 °C.

In tale contesto è necessario considerare la certificazione ETOPS. Il Trent 1000 ha un tempo massimo approvato per la *diversion* pari a 330 minuti come da certificato di tipo. Un operatore può decidere di utilizzare un livello di ETOPS inferiore perché meglio rispondente alle sue

¹⁰ Fonte: https://ec.europa.eu/eurostat/statistics-explained/index.php/Population_and_population_change_statistics#EU-27_population_continues_to_grow

esigenze. Ciò tuttavia non ha effetti sulla certificazione originale. Infatti, il B787 marche LN-LND era limitato a 180 minuti. Ad ogni modo, è anche importante menzionare il fatto che il concetto di ETOPS è da intendersi a livello di aeromobile: siccome l'aeromobile è stato certificato dalla FAA, il *target* di affidabilità¹¹ per *diversion* pari o superiori a 180 minuti è di 0,01 spegnimenti per migliaio di ore di volo.

1.17.2. Applicazione dei principi certificativi e di CAW al caso specifico

Nel contesto dell'evento in esame e della sequenza di rotture delle palette IPT è accaduto che tutti i 10 casi precedenti a quello in discussione siano stati considerati come *minor engine effect*, in quanto la conseguenza del distacco della IPTB è stato un IFSD (in 8 dei 10 casi, mentre in 2 non è avvenuto l'IFSD). Durante l'investigazione del caso dell'ESN 10231, avvenuto in data 5.12.2017, era stato riscontrato il danneggiamento del LPT1-2 *drive arm* ed era stato considerato l'unico con la potenzialità di indurre una *overspeed* e rottura completa del primo stadio della LPT. Questo non è di fatto avvenuto nell'ESN 10231, tuttavia poteva potenzialmente verificarsi tale accadimento classificabile come *hazardous*. Pertanto, risultava opportuno cambiare tipo di approccio per la gestione della flotta. Ciò ha comportato una maggiore incisività delle azioni poste in essere e tempi di risposta coerenti con quanto previsto dai principi della CAW esposti al paragrafo precedente, i quali, come detto, si basano sostanzialmente sui valori massimi ammissibili di probabilità di verificarsi dell'evento negativo delle CS. La gestione del livello di affidabilità dei motori è avvenuta quindi in aderenza a quanto previsto, all'interno di due limiti:

- 1) i principi certificativi (esposti al paragrafo precedente, basati su valori massimi ammissibili di probabilità di verificarsi dell'evento negativo), nell'ambito dei quali nessuna azione è richiesta;
- 2) i principi di CAW (esposti al paragrafo precedente, derivati dai valori massimi ammissibili di probabilità di verificarsi dell'evento negativo), in carenza dei quali la flotta equipaggiata con quel tipo di motore sarebbe stata dichiarata non aeronavigabile.

All'interno di questi due limiti le azioni mitigatrici hanno comportato la determinazione di un PNE massimo ammesso, funzione della popolazione totale di 180 motori potenzialmente affetti da quella problematica, per rimanere all'interno della aeronavigabilità. La figura 35, illustra schematicamente quanto fu valutato dal costruttore all'emissione del NMSB 72-AK186 a seguito degli esiti dell'investigazione sul settimo caso di rottura di IPTB e dopo il nono caso di rottura IPTB. In particolare, benché tutti i precedenti 10 casi di IPTB siano stati classificati come *minor*, dopo l'investigazione sull'ESN 10231 la flotta è stata

¹¹ Federal Register Vol. 72, No. 9.

conservativamente gestita per prevenire un possibile evento *hazardous*: l'*overspeed* e completa separazione del primo stadio di LPT. Il PNE per evento *hazardous*, sulla base dei 180 motori possibilmente affetti da quel tipo di rottura era 0,27, pari a circa 4 casi di rottura paletta IPT ammissibili. In maggior dettaglio, l'intera flotta Trent 1000 pre-modifica fu divisa per sotto-flotte di operatori, valutando gli specifici ratei di guasto e ottenendo così una stima più conservativa della vita (*hard life*) fissata per ogni motore.

In merito ai requisiti aggiuntivi ETOPS, la valutazione statistica fatta dal costruttore ha portato a categorizzare come maggiore per le azioni di recupero il rischio di una *hazardous failure* rispetto a quello di un DIFSD, che genererebbe, per l'appunto, una totale perdita di spinta.

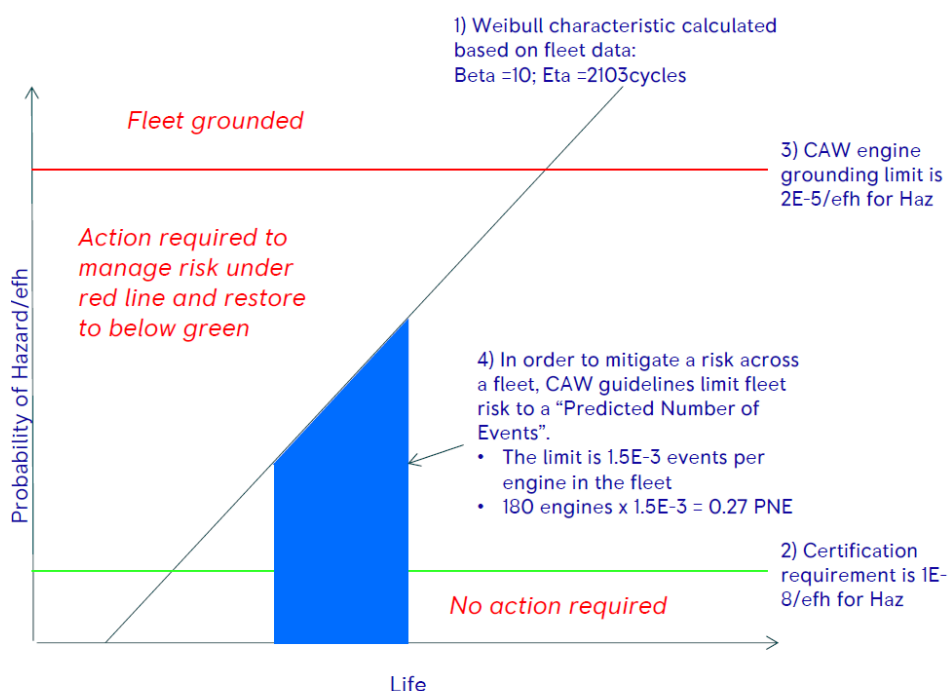


Figura 35: applicazione dei principi certificativi e di CAW al caso specifico (diagramma Rolls-Royce).

1.17.3. Aviazione commerciale, statistiche attuali

Al fine di analizzare i principi certificativi e di CAW sopra esposti, si riportano, di seguito, alcune statistiche relative all'aviazione commerciale.

In figura 36 è mostrato¹² il numero di chilometri percorsi per passeggero mediante CAT negli anni 2010-2019. Si rileva un andamento in crescita costante. Ciò si traduce in un aumento dell'utilizzo del mezzo aereo per gli spostamenti.

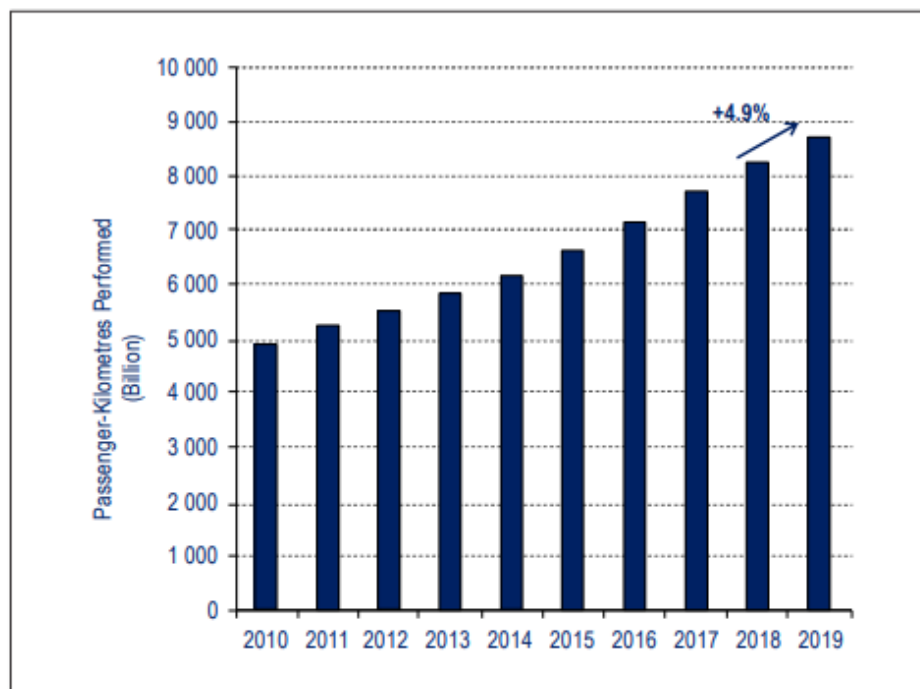


Figura 36: chilometri percorsi per passeggero in CAT, 2010-2019.

Prima del 2020, quando la pandemia da COVID-19 ha determinato una vistosa contrazione del traffico aereo, si prevedeva che tale andamento dovesse aumentare ancora nei prossimi 20 anni. A tal proposito si riporta¹³, infatti, la figura 37 relativa al traffico IFR in Europa.

¹² Fonte: <https://www.icao.int/annual-report-2019/Pages/the-world-of-air-transport-in-2019.aspx>

¹³ EUROCONTROL, *European Aviation in 2040. Challenges of Growth, Annex 1*, 2018, disponibile al seguente link: <https://www.eurocontrol.int/publication/challenges-growth-2018>

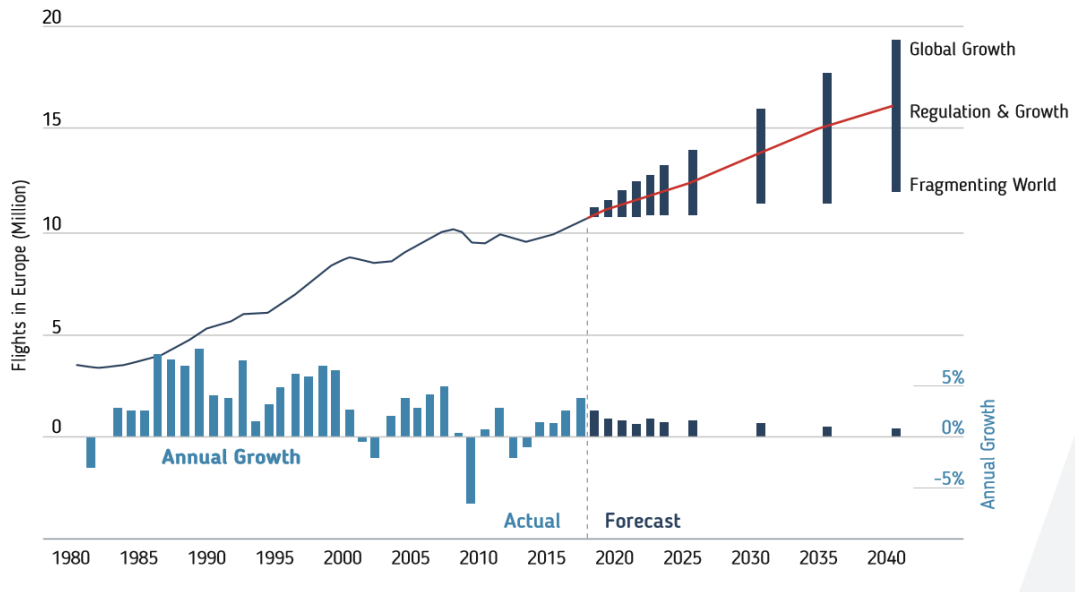


Figura 37: traffico IFR in Europa 1980-2018 e previsione fino al 2040.

Le previsioni per il futuro sono comunque per un graduale ritorno ai livelli del 2019 e superiori in funzione dei differenti scenari ipotizzati, basati prevalentemente sulla efficacia e disponibilità dei vaccini¹⁴ (figura 38).

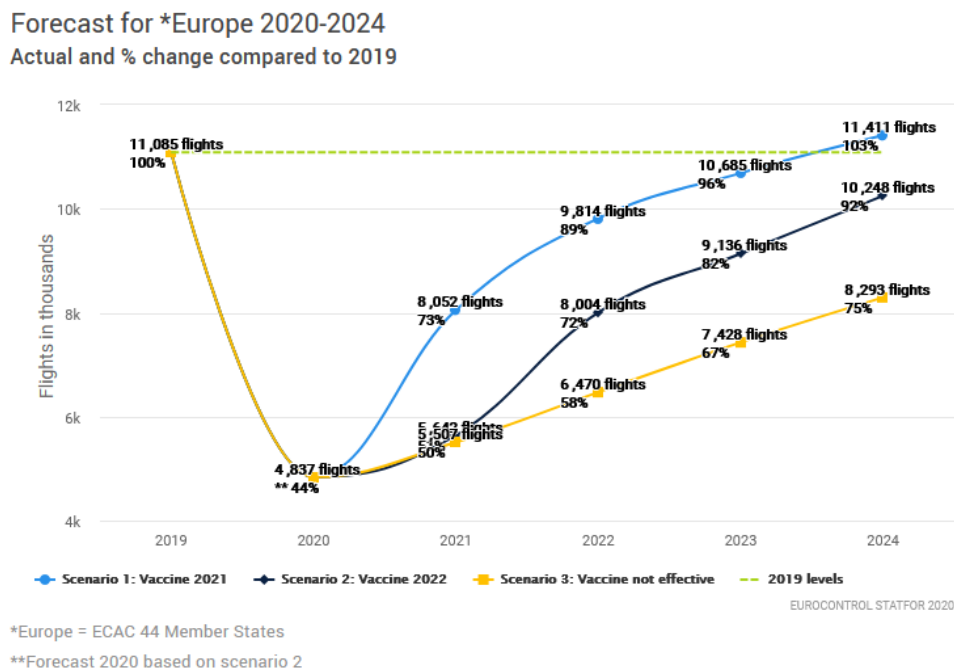


Figura 38: proiezione traffico CAT in Europa, 2019-2024.

Contestualmente, si evidenzia come dagli albori dell'aviazione commerciale al 2019¹⁵ vi sia stato un calo degli incidenti mortali negli anni (figura 39).

¹⁴ Fonte: <https://www.eurocontrol.int/publication/eurocontrol-five-year-forecast-2020-2024>

¹⁵ Fonte: https://cdn.aviation-safety.net/asnnews/wp-content/uploads/2020/01/ASN_infographic_2019.jpg

D'altro canto, un focus sull'Europa¹⁶ negli ultimi dieci anni circa mostra un *trend* di miglioramento complessivo della *safety* meno netto (figura 40).

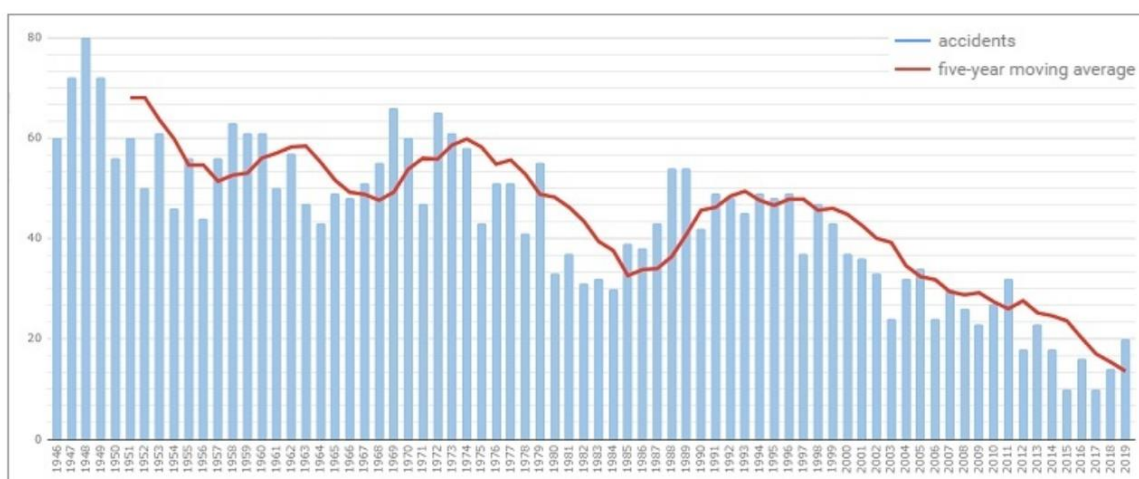


Figura 39: numero di incidenti CAT nel mondo 1946-2019.

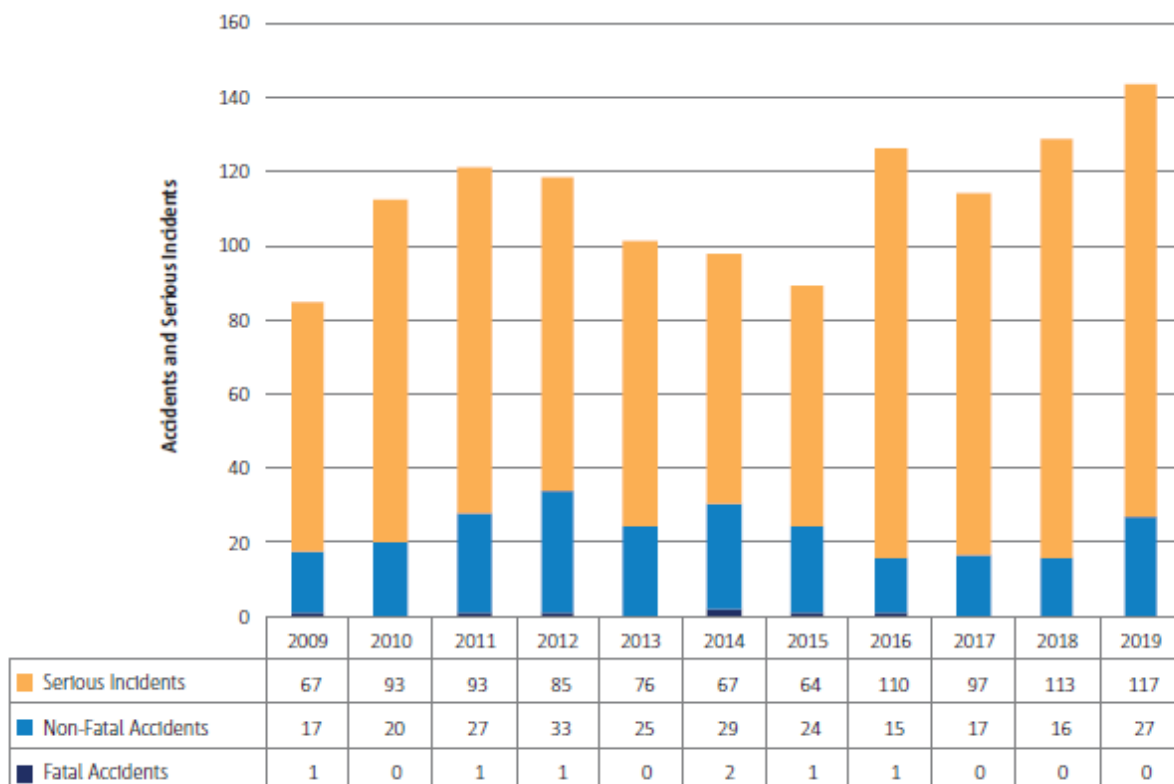


Figura 40: numero di incidenti e di inconvenienti gravi CAT in Europa 2009-2019.

¹⁶ EASA, *Annual Safety Review 2020*, disponibile al seguente *link*: https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/easa_asr_2020.pdf

Le statistiche in figura 40 riguardano gli operatori di compagnie di trasporto passeggeri/cargo e di *air taxi* degli Stati membri EASA che utilizzano aeroplani con MTOM pari o superiore a 5700 kg. Pertanto, i dati potrebbero non essere in tutti i casi direttamente comparabili con quelli di figura 39, che riguarda gli aeromobili con capacità di trasporto pari o superiore a 14 passeggeri. Considerando il periodo 2015-2019, ad esempio, la figura 40 mostra che sono avvenuti solo 2 incidenti mortali in Europa, contro un totale di 70 nel mondo in figura 39.

1.17.4. Informazioni sull'operatore

L'operatore dell'aeromobile al momento dell'evento era la compagnia norvegese Norwegian Air Shuttle ASA titolare di AOC rilasciato dalla Norwegian Civil Aviation Authority in data 28.10.2014. Come indicato nella relativa specifica delle operazioni dell'11.3.2019 essa impiegava il Boeing 787-8 marche LN-LND per operazioni di trasporto commerciale in tutto il mondo.

1.18. INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI

1.18.1. Dichiarazioni

Di seguito le dichiarazioni rese dall'equipaggio. Alcuni aspetti del volo sono stati approfonditi anche tramite un incontro con l'equipaggio di condotta tenutosi presso la sede dell'ANSV.

Comandante

«Shortly after gear up I noticed unusual noises I could not identify. This was followed by an EEC MODE L message and loss of TPR L indication. Vibrations were felt and engine problems reported to ATC. As we had already started a turn on SID, I requested a HDG out to the sea. ENG LIMIT EXCEED L followed and the EGT was full red, combined with more and stronger vibrations. L ENG was shut down. MAYDAY declared and vectors for relanding requested. Meanwhile cabin crew called and informed about engine problems and to stand by. Flight leveled at 3000 ft. 2 circles flown as delay vectors to gain time for landing prep. NITS briefing performed with a normal landing announced. Overweight landing checklist performed as decision was made not to expose the aircraft to more single engine time than necessary. This resulted in a F20 landing which was carried out without further incident. RWY 16R vacated. Acft stopped on TWY AH for tow. During wait 2 tires deflated due to hot brakes.».

Primo ufficiale

«After a normal preflight and taxi we took off from runway 16R at time 14:45 UTC. Less than two minutes after departure at approximately 400 ft we simultaneously felt airframe vibrations, felt loss of power on the left side indicated by yaw, and had EICAS messages start to appear. At this point I as pilot flying was flying manually and I initiated a turn to the right as per SID despite the engine issues as they were simultaneous with the turn and it brought us over the ocean where we wanted to be to troubleshoot. Once the turn was completed we identified the problem as severe damage. The EICAS indications we had were ENG EEC

MODE L, OVERHEAT ENG L and I believe one or two others which at this time I do not recall. We observed that TPR indication was gone, the EGT was red and exceeded, thrust was fluctuating on the left engine, vibrations at 99 and OIL TEMP rapidly rising. We completed memory items for severe damage and asked for a vector over the ocean. We were cleared to climb 3000 ft on initial heading 240. Once a few miles were done we requested to stay in the area as we were turning back and were given heading 340. At the time of the engine shutdown we declared Mayday. We then continued to clean up the aircraft retracting the flaps. Once level we initiated all the non-normal and normal checklists including the overweight landing checklist. We then proceeded to inform the cabin crew first, then the passengers. During the next period of time we prepared the ILS approach for runway 16R including landing performance which was done with actual conditions. The landing phase proceeded with no further incident. We decided to vacate the runway and then stop as we could not do a single engine taxi as per procedure and we had very hot brakes which we wanted inspected.

Some minutes after we stopped on taxiway AH we had fire services, engineers and police on the scene. We then had the external tires on the left main gear, which were the hottest, deflate suspecting the fuse plugs had melted. The fire brigade proceeded to cool our brakes. The cabin was given the call “situation under control” which allowed everyone in the cabin to remain calm.

Once satisfied with the situation we disembarked the passengers on the taxiway by stairs in to busses with no issues. The engineers proceeded to change the 2 flat tyres in order to tow the aircraft. While this was happening the police came on board and started asking us questions which we cooperated with as best we could. The crew disembarked and there were no further incidents.».

Relief Captain

«At appr. 600 to 800 ft above MSL EEC L EICAS MSG appeared, followed by high EGT on ENG 1. PM reduced thrust on effected engine. After a very short time strong vibration of airframe occurred with indication of vibration level 99, crew decided to shut down the associated ENG because of suspected severe damage. ENG shutdown stopped the vibration. Declared MAYDAY, informed ATC, cabin chief and pax of situation and intentions. Requested latest weather and confirmed landing performance calculations for return to RWY 16R. Prepared overweight landing (which had already been briefed on ground in case of ENG fail). PIC became PF to perform the landing. Normal ILS 16R approach was performed with an uneventful flaps 20 landing and full Reverse Thrust on remaining Engine. Vacated RWY 16R and stopped airplane on TWY. Firefighters and engineer approached the aircraft and

direct communication with engineer was established via headset in the nose wheel well. After crew checked break temperatures and noticed high values on all main wheels we requested firefighters to check, report and possibly cool effected wheel breaks. ATC suddenly informed us about smoke and fire in the nose (!) wheel. Contacted ground engineer immediately, who had visual contact with all wheels and did not confirm any fire. Only fumes from cooling agent used by fire fighters at the left main (!) gear had been confirmed by him. I was on the jump seat and left immediately to check for any smoke or visual evidence in and out of the cabin from a window next to the engine inlet to gain as much information as possible for judgment of the situation after having been informed by cabin crew that some passengers reported white smoke below the left hand wing. No smoke or fire was visible to me at any time, which I reported to the PIC when I returned after one minute. However, tire 1 and 5 fusible plug melted later, so that the airplane couldn't be towed to a parking position. Pax left the airplane via air bridges and busses towards the terminal. Total air time was 25 minutes.».

Capo cabina

«We started the day as usual and normal flight. We've arrived to the AC and did a briefing as per SOP. At FD briefing as procedures they inform us about AC issues as mentioned at the tech/logbook and AC info. They mentioned issues about air-conditioning system/pressurization and other minor issues (coffee makers, etc). So we (the crew and me) were already aware to be extra vigilant during our long flight ahead and specially over high terrain areas. We did our checks as SOP. We had the AC been searched by the Italian police department with dogs, the crew at that time had to be outside the AC (FD remain on board). After they police left because everything was right we started boarding on a remote stand. We TOOK OFF. It was a regular TO. Nothing out of normal or different during TO. Few minutes after the TO 1R and me 1L we started to feel strong sounds and strong vibrations from specially my door side. It was approximately 3-5 minutes after TO. We started to share our perceptions. At that time I've receive a call from 3L. Telling me he heard strong sounds and felt strong vibrations on his for area as well. Asked me if he should inform the FD directly or if I'll do it, because the seat belt sign was still on and we were still climbing and gaining altitude (and was not long after TO). I told him I'll call/inform the FD. I've called all the crew to know as well if it was all around the AC or just left side and if they heard or felt the same. Right after I've called the FD. Informed then about our perception and the situation at the cabin. They answered they had a situation they were dealing with so I'll receive NITS briefing shortly. When FD mentioned NITS I knew we could have an emergency or abnormal situation and that it could upgrade or downgrade. I called all attendant and informed then about the

situation to be aware and ready to hear an emergency call from FD. Asked how they were and how were the passenger, because they were as well hearing the inter phone calls in the cabin. Some pats were showing and feeling noises and vibrations too. The passenger were calm but looking at us at all time. We received the emergency call from FD: “Senior to FD, Senior to FD” around 5 minutes after our call approximately (10-15) minutes after TO. Without delay I’ve grabbed a pen, piece of paper and my file and proceed/report to the FD. Once entered to FD I’ve received NITS briefing from Cpt. He was calm and so clear with the briefing and further instructions to be followed. I’ve repeated the NITS to him as per SOP.

Nits were:

N: LHS engine failure.

I: to land at FCO airport.

T: 15-10 min.

S: No specials, just NORMAL LANDING PROCEDURE so secure the cabin, but not a prepared EMERGENCY LANDING , he’ll do the PA to paxs and the inform us when 10min to land.

When I left the FD as per SOP 1R, 2L and 2R were outside with their CEC and ready to receive NITS briefing. I called 4R and gave him NITS briefing, he repeated to me. I’ve gave NITS to the fwd crew and they repeated back to me. I’ got 4R confirmation NITS were completed.

At the same time the Cpt. did a PA to all paxs informing that due to technical issues we were going back to FCO airport. We’ve secured the cabin, as we were doing a NORMAL LANDING. We knew we have an abnormal situation and that we have to be extra vigilant during landing and right after. We were aware that will be an overweight landing and with very fast speed due to the engine failure.

The crew were calm and following SOP and their duties, calming passengers at all time. I called all crew to receive the cabin report and gave the cabin secure to pilots. Those minutes before the landing were feeling so long, but we had the time to think about all our Emergency procedures.

LANDED. It wasn’t that hard landing as I thought it would be. Paxs were still calm and clamping for the great and safe landing. We waited seated meanwhile decreasing the speed at the runway and looking outside and inside conditions, waiting for further instruction or Emergency call or Evacuation if required. Few minutes after we heard “Cabin crew remain seated, situation under control”. Even though we were still vigilant to cabin and passenger. I’ve call all the crew to know if they were ok and how were the paxs at the areas I couldn’t see.

FD was at all time letting the passenger know about the situation and asking them to remain calm and seated, informing them that they will see fire department approaching us and that was a normal. Told again to remain seated and following crew instructions. The passenger after landing were calm, few of them just curious and looking through the windows and taking pictures or videos of the fire department and all the display of ground staff around the AC.

The crew were reassuring passenger at all time, very professional and calm. Knowing their duties and communicating with each other constantly.

Few minutes after and when it was safe and sure the FD made the PA: "Cabin crew disarm Doors". It is usually made by de Senior crew, but as we were communicating and they were very busy receiving all the info about the emergency landing we decided that they will let us know when to disarm doors.

After the FD PA Cabin crew you may open doors. We waited for a while and were in constant communication between crew and FD to be sure that when we opened the door was safe to do it.

Once we received the OK from FD and Ground staff we started to disembark. When disembarking paxs were so grateful and complimenting the FD and all crew. Just a few were asking what's next.

When all the paxs were disembarked the italian police came on board and wanted to talk first with the CMDR, I told that he was still busy (he really was). So they started to question me about everything that was happening. They needed information. I've told them just flight number, AC registration how many crew. They asked me for the Passenger list. I asked the Capt first because I know we can't give any information in this case of situation without company permission. The police told us that some parts/pieces of the AC had fallen over Fiumicino town, cars and houses. That maybe a person was injured and at the hospital. We were so concern about that because we didn't know about this fact. Nor crew neither pats knew or saw any pieces were falling from the AC. Half an hour later they confirm us there were

no injured people. With was such a relief for FD and cabin crew.

They finally managed to talk to the FD, authorities, airport emergency management, etc. The police needed constantly help with english, asked for translation from the crew, FO and myself (even if I'm still improving Italian) so we managed to communicate.

The CCMs, myself and the FD We were so long waiting to disembark on board the AC, we left the AC around 19:45 or 20:00 local time. Meanwhile FD and me talked and discussed what to do after, but still in the meantime the Cpt. was at the phone and very very busy. I had

little debriefing on board with the cabin crew, to know how they were feeling and make sure they were ok.

The Cpt. and the FO (he was the official translator to the Italian policemen), when we finally were able to leave the AC, had to go with the Italian police to do an statement. RC at Jump Seat went with them as well.

CCM and me went to the crew room to be all together and wait for a debriefing from the FD. We decided to get change to civilian clothes in case we needed to be at the terminal so the passengers won't be recognising us that easily. In case they were around without knowing the next steps after the incident.

I took around 4h to the FD to reach the FCO crew room. They've arrived at FCO crew room around midnight. We finally managed to get a proper debriefing. We shared the experience and got more clear information about everything that happened. We've had at all time a great support from the FD and the company. Our team work was from the beginning AWESOME!!! The crew calmness and professionalism in my opinion were outstanding. They were prepared for the unprepared and amazingly well trained to know what to do at all time. I can say without doubts how lucky I felt to be part of that amazing crew. We went home around 1am local time.».

Assistente di volo "3 right door"

«Yesterday 10/08/2019, I was onboard the flight DY7115 that took off from FCO heading towards LAX. Shortly after takeoff, I experienced very strong vibrations and then a loss of power coming from the left engine.

The colleague at the door 3L immediately called the Senior Cabin Crew at door 1L asking if they were feeling the same strange things in the front. The SCCM confirmed that and also doors 2 and doors 4. Than we received an all attendant call from the SCCM informing us that soon we were going to receive NITS from the flight deck. After that there was "Senior to flight deck; Senior to flight deck". We followed all our procedures; I took the emergency checklist and I went to the aft galley and everyone was ready to receive NITS. The commander did the announcement to inform passengers about what was going on and let me say that his tone of voice was so calm and he definitely reassured us and all the cabin. After that we secured the cabin and we were ready to land in FCO airport. Aircraft landed safely, however with two flat tires due to an overweight. Situations like this are not what we are used to in our daily work onboard, but let me say that thanks to an amazing team work and all the training that Norwegian provides us, we were able to sort out everything with professionalism, confidence and calmness.».

Assistente di volo “3 left door”

«Just after take off we faced unusual strong vibrations within the cabin and suddenly seemed like there was a power loss from one of the engines, afterwards more vibrations occurred. For that reason I decided – at the time we were all fastened pax/crew – to call the SCCM to inform her whether the situation was the same at the door 1L. SCCM confirmed that. She contacted directly the flight deck. Then I called 3R to ensure the strong vibrations were heard as well. Confirmed from 3R. All Attendant call was initiated from SCCM to inform the crew that in a few minutes NITS would be provided. CMDR announced “SENIOR TO FLIGHT DECK, SENIOR TO FLIGHT DECK”. At that stage I took the emergency check list and I went straight in AFT galley. NITS were provided from SCCM to 4R and then 4R to the rest of the crew. CMDR announced the intention to return to FCO airport explaining the reasons why of this decision. Crew secured the cabin. Safely landed in FCO however with two flat tires. At complete stop of CMDR announced “Cabin Crew Situation is under control”. SCCM announced “Cabin Crew disarm slide and cross check”. CMDR announced “Cabin crew you may open the doors”. All passenger disembarked safely from 1L door via stairs.».

1.18.2. Prestazioni di decollo¹⁷

Per valutare il calcolo delle prestazioni di decollo che hanno motivato la scelta della RWY 16R invece della RWY 25 (preferenziale) sono stati utilizzati i dati riportati sul manifesto di carico e le condizioni meteorologiche al momento del calcolo:

- TOW: 225.800 KG; ZFW: 152.100 KG; CG: 19.9%;
- LIRF 101450Z 28012KT CAVOK 30/21 Q1015 NOSIG.

Per il calcolo delle *performance* è stato usato il software fornito dal costruttore, il Boeing OPT.

Effettuando i calcoli delle *performance* con i parametri citati per ricavare il peso massimo al decollo per RWY 25, il sistema Boeing OPT indicava un peso di 227.354 kg. Con un calcolo effettuato senza considerare il vantaggio della componente di vento frontale (vento 0) il peso massimo al decollo consentito scendeva, però, a 223.799 kg.

Analizzando le prestazioni del decollo e la selezione della pista si può vedere come l'uso della RWY 25 dipendesse molto dal persistere del beneficio della componente di vento; anche il valore del peso massimo al decollo consentito era molto prossimo a quello effettivo al decollo.

¹⁷ Le figure di questo paragrafo sono ricavate dal software Boeing OPT.

Dal FDR il peso effettivo, al momento del decollo, era di 225.369 kg. Il peso al decollo del foglio di carico era 225.771 kg. Il decollo dalla RWY 25 (figure 41 e 42) sarebbe stato consentito con un peso effettivo di 225.771 kg solo con la spinta al decollo completa e i flap a 15. Per il decollo dalla RWY 25 era richiesto un minimo di 6 nodi di vento contrario.

Per la RWY 25 (più corta) si è considerato quanto segue:

- TORA: 3307 m takeoff analysis result (weight of 225.800 kg);
- TODA: 3367 m engine-inop go distance 2641 m (Max THR Not applicable);
- ASDA: 3307 m accelerate-stop distance 2780 m (Max THR Not Applicable); Slope: 0,01%;
- All engine go distance: 2531 m (Max THR Not applicable); LDA: 3307 m.



Figura 41: *takeoff performance RWY 25.*



Figura 42: *takeoff performance RWY 25.*

Mentre per la RWY 16R (più lunga) si è considerato quanto segue (figure 43 e 44):

- TORA: 3902 m take-off analysis result (weight of 225.800 kg);
- TODA: 3962 m engine-inop go distance 3256 m (Max THR), 3479 m (Reduced THR);
- ASDA: 3902 m accelerate-stop distance 3279 m (Max THR), 3830 m (Reduced THR);
Slope: 0,01%;
- All engine go distance: 3011 m (Max THR), 3400 m (Reduced THR); LDA: 3902 m.



Figura 43: *takeoff performance* RWY 16R.

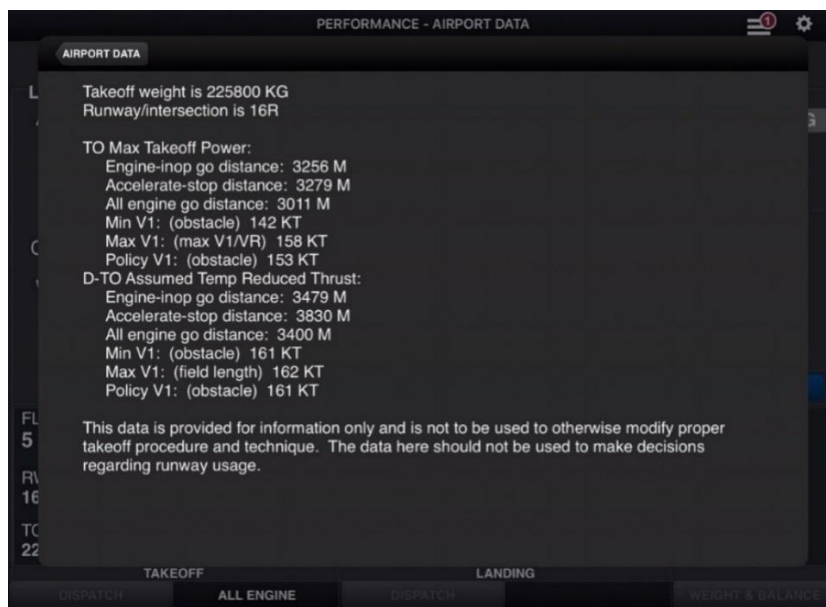


Figura 44: *takeoff performance* RWY 16R.

1.18.3. Prestazioni di atterraggio¹⁸

La RWY 16R, con una LDA di 3902 m, presentava, all'atto dei calcoli della *performance*, un vento proveniente da 290° con 10 nodi di intensità e una componente di vento in coda di 6,43 nodi. Le *operational landing distance* risultanti erano le seguenti:

- *Max manual braking* 1795 m;
- *Auto Brake 1* 4004 m;
- *Auto Brake 2* 3540 m;
- *Auto Brake 3* 3133 m;
- *Auto Brake 4* 2700 m;
- *Max Auto* 2203 m.

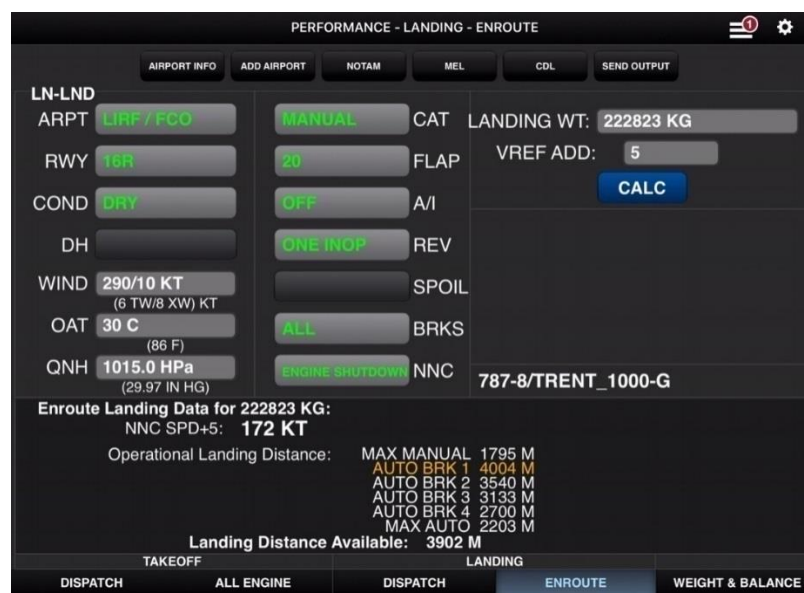
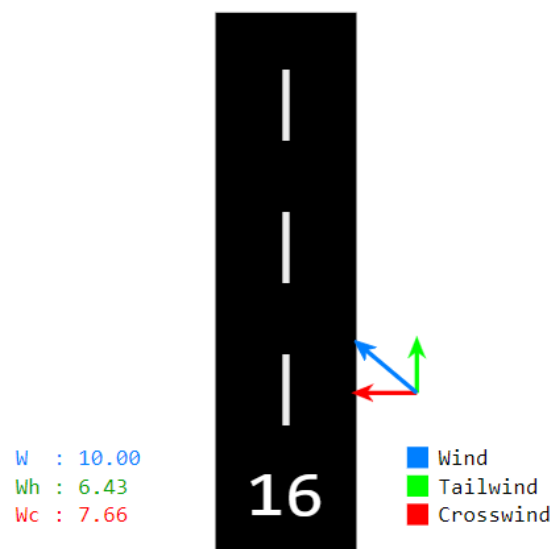


Figura 45: *landing performance* RWY 16R.

¹⁸ Le figure di questo paragrafo sono ricavate dal software Boeing OPT.

Di seguito le stesse valutazioni per un eventuale atterraggio su RWY 34L o 25.

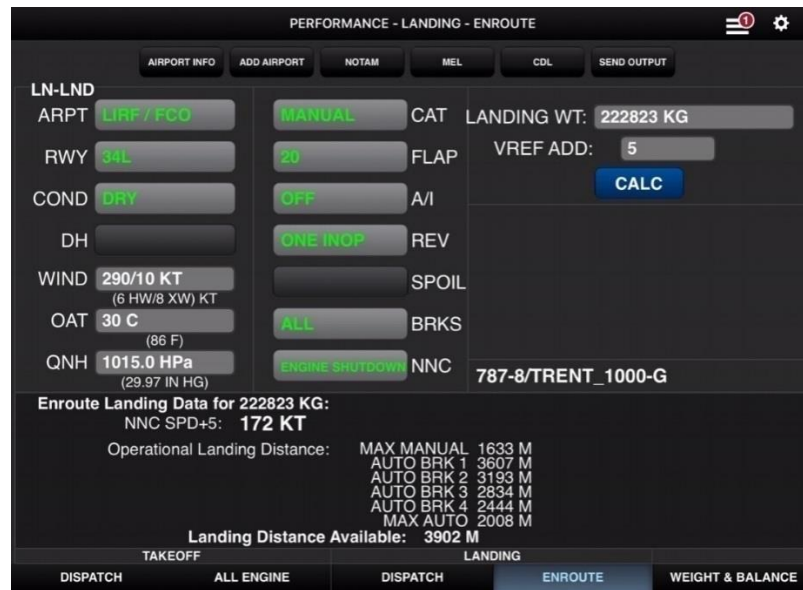


Figura 46: landing performance RWY 34L.



Figura 47: landing performance RWY 25.

1.18.4. Procedure attuate dall'equipaggio nella risoluzione dell'emergenza

L'equipaggio, alla luce delle indicazioni EICAS e delle vibrazioni percepite, ha applicato la procedura "Engine severe damage/Separation" (figura 48). Inoltre, per il rientro alla base di partenza con peso superiore a quello massimo previsto per l'atterraggio, ha attuato quanto previsto dalla procedura "Overweight landing" (figura 49).

Si riporta, inoltre, al fine di potere discriminare le differenti condizioni che determinano le predette procedure, la parte iniziale della procedura per "Engine failure" (figura 50).

Eng Svr Damage/Sep L, R

Condition: One or more of these occur:
 • Airframe vibrations with abnormal engine indications
 • Engine separation

- 1 A/T ARM switch (affected side) Confirm OFF
- 2 Thrust lever (affected side) Confirm Idle
- 3 FUEL CONTROL switch (affected side) Confirm CUTOFF
- 4 Engine fire switch (affected side) Confirm Pull
-
- 5 **If** high airframe vibration occurs and continues after engine shutdown:
 Without delay, reduce airspeed and descend to a safe altitude which results in an acceptable vibration level.
If high vibration returns and further airspeed reduction and descent are not practical, increasing the airspeed may reduce the vibration.
- 6 APU selector (if APU available) START, then ON
- 7 TRANSPONDER MODE selector TA ONLY
- 8 Plan to land at the nearest suitable airport.

▼ Continued on next page ▼

▼ Eng Svr Damage/Sep L, R continued ▼

- 9 Do **not** accomplish the following checklists:
 AUTOTHROTTLE
 ENG FAIL

10 Choose one:

◆ Landing using flaps **20**:

Tuning and control panel
 GPWS FLAP OVRD OVRD

Note: Use flaps 20 and VREF 20 for landing and flaps 5 for go-around. Buffet may be felt with flaps extended.
 Check the Non-Normal Configuration Landing Distance tables for ENG SHUTDOWN L, R in the Performance Inflight-QRH chapter or other approved source.

▶▶ Go to step 11

◆ Landing using flaps **30 (if performance allows)**:

Note: Use flaps 30 and VREF 30 for landing and flaps 20 for go-around. Buffet may be felt with flaps extended.

Check the Non-Normal Configuration Landing Distance tables for ENG SHUTDOWN L, R in the Performance Inflight-QRH chapter or other approved source.



▼ Continued on next page ▼

▼ Eng Svr Damage/Sep L, R continued ▼

11 Checklist Complete Except Deferred Items

Deferred Items

Descent Checklist

- Recall Checked
 Notes Checked
 Autobrake ____
 Landing data VREF **20**____, **Minimums**____
 Approach briefing Completed

Approach Checklist

- Altimeters ____

Landing Checklist

- Cabin call Given ;
 Speedbrake ARMED
 Landing gear DOWN
 Flaps **20**



Figura 48: Engine severe damage/Separation.

Overweight Landing

Condition: A landing at greater than maximum landing weight is needed.

1 Choose one:

◆ **One engine is inoperative:**

Tuning and control panel
GPWS FLAP OVRD OVRD

Note: Use flaps 20 and VREF 20 for landing and flaps 5 for go-around. This provides greater climb capability.

▶▶ **Go to step 4**

◆ **Both engines are running normally:**

Note: Refer to the Landing Climb Limit Weight (landing with flaps 25) table in the Performance Inflight chapter.

ZA576 - ZA652

▶▶ **Go to step 2**

ZB251 - ZB841

▶▶ **Go to step 3**

▼ Continued on next page ▼

4 Checklist Complete Except Deferred Items

▼ Continued on next page ▼

▼ Overweight Landing continued ▼

ZA576 - ZA652

2 Choose one:

◆ **Landing gross weight is greater than the Landing Climb Limit Weight:**

Tuning and control panel
GPWS FLAP OVRD OVRD

Note: Use flaps 20 and VREF 20 for landing and flaps 5 for go-around. This provides greater climb capability.

▶▶ **Go to step 4**

◆ **Landing gross weight is less than or equal to the Landing Climb Limit Weight:**

Note: Use flaps 25 and VREF 25 for landing and flaps 20 for go-around.

Limit the additives for wind and gusts such that the approach speed does not exceed 175 knots.

▶▶ **Go to step 4**

▼ Continued on next page ▼

▼ Overweight Landing continued ▼

Deferred Items

Descent Checklist

Recall Checked

Notes Checked

Autobrake ___

Landing data **VREF 20** ___ or **VREF 25** ___
Minimums ___

Approach briefing Completed

Approach Checklist

Altimeters ___

Landing Checklist

Cabin call Given

Speedbrake ARMED

Landing gear DOWN

Flaps **20 or 25**



Figura 49: Overweight landing.

[] ENG FAIL L, R

Condition: Engine speed is below idle.

Objective: To restart the engine if needed, or configure for single engine operation.

- 1 **If thrust is lost on both engines:**
 - ▶▶ **Go to the Dual Eng Fail/Stall checklist on page 7.2**
■ ■ ■ ■
- 2 **If airframe vibrations with abnormal engine indications exist:**
 - ▶▶ **Go to the Eng Svr Damage/Sep L, R checklist on page 7.11**
■ ■ ■ ■
- 3 **If an engine has separated:**
 - ▶▶ **Go to the Eng Svr Damage/Sep L, R checklist on page 7.11**
■ ■ ■ ■

Figura 50: *Engine failure.*

1.19. TECNICHE DI INDAGINE UTILI O EFFICACI

Non pertinente.

CAPITOLO II

ANALISI

2. GENERALITÀ

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

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

2.1. CONDOTTA DEL VOLO

Secondo quanto appurato in sede di investigazione, le fasi di preparazione al volo, *briefing* e procedure a terra si sono svolte regolarmente senza eventi di rilievo.

In cabina di pilotaggio sedevano il comandante al posto del CM-1, il FO che sedeva al posto del CM-2 ed era il PF nella prima fase del volo, il *relief captain* sullo strapuntino.

La scelta di decollare per RWY 16R, più lunga rispetto alla RWY 25 normalmente utilizzata per le partenze, era risultata più opportuna in sede di calcolo delle *performance*, in considerazione della massa dell'aeroplano al decollo: infatti, secondo i calcoli effettuati con il software Boeing OPT, considerando che il peso al decollo del foglio di carico era di 225.771 kg, sarebbe stato possibile decollare dalla RWY 25 soltanto con la spinta al decollo completa, i flap a 15 e con un minimo di componente di vento frontale di almeno 6 nodi.

Il volo era stato autorizzato dall'ATC al decollo per RWY 16R, alla SID SOSIV 6B con transizione SOVAN 6A e salita iniziale a 4000 piedi. La SID prevede, al raggiungimento del punto RF601 (posto sulla radiale 168° alle 2 NM dal VOR OST), la virata a destra fino al raggiungimento della prua 310°.

Il FO aveva effettuato il *briefing* della SID, specificando anche la eventuale rotta da seguire in caso di emergenza: «Straight ahead... 6000 feet essentially, but visual today». Il comandante confermava: «Anything happen before the turn, we go straight», per poi aggiungere «We can continue outbound to the sea, if you want».

Le procedure di avviamento e di rullaggio si sono svolte senza inconvenienti di sorta e in ottemperanza alle SOP.

Una volta allineato il velivolo sulla RWY 16R e ricevuta l'autorizzazione al decollo, il comandante ha ceduto il controllo dell'aeromobile al FO.

Alle 14.45'35", dopo una regolare corsa di decollo, ha avuto luogo l'involo.

Il problema al motore si è manifestato alle 14.46'07", ovvero 32" dopo l'involo e a 1028 piedi radio altitude, mentre il FO stava conducendo manualmente l'aeromobile nella fase di salita

iniziale in condizioni meteorologiche VMC: il CVR infatti ha registrato la domanda stupita del comandante che, subito dopo avere terminato la comunicazione con l'ATC per il cambio di frequenza, chiedeva cosa stesse succedendo all'aeromobile.

Dall'analisi del FDR emerge infatti che, a partire dalle 14.46'05", si era verificata una brusca diminuzione del valore di N1 del motore sinistro (dal 90% a meno del 60%), con un leggero aumento dei valori di N2 e N3 del motore sinistro, in aggiunta a quelli della temperatura dell'olio e della pressione.

Alle 14.46'11", il comandante, nell'analizzare il comportamento del motore sinistro, commentava la comparsa delle indicazioni anomale "Engine EEC mode left" ed "EGT".

Alle 14.46'16" si registrava il segnale acustico della *master caution* in seguito all'attivazione del messaggio "Eng1 Vib Warn" legato alle forti vibrazioni del motore.

La reazione dell'equipaggio in tale frangente coincide con l'ordine impartito al FO verbalmente in due tempi distinti di ridurre la potenza del motore sinistro. Il FO disinseriva anche la rispettiva *autothrottle*.

Alle 14.46'23", circa 18" dalla manifestazione del problema al motore, il *relief captain* suggeriva di effettuare i *memory item*. Il comandante ordinava però di attendere ed enunciava «Identify the problem», ad indicare che ancora non era stata stabilita ed enunciata quale fosse l'avaria e la conseguente procedura da applicare.

Alle 14.46'31" il comandante effettuava la chiamata radio comunicando all'ATC la presenza di un problema al motore e l'intenzione di virare a destra e continuare su una prua di 240° in una sorta di controbasse. Dopo la chiamata alle 14.46'58", attraversando 1800 piedi di altitudine, il comandante cedeva le comunicazioni radio al FO. In tale fase veniva inserito l'autopilota.

Alle 14.47'13", il comandante, proseguendo nella fase di identificazione del problema, commentava come le indicazioni di N1 apparissero normali, ma che si avvertivano vibrazioni. L'osservazione da parte del comandante delle indicazioni del livello vibratorio confermavano appunto tale sensazione; pertanto, alle 14.47'28", il comandante confermava la necessità di ridurre ulteriormente la potenza del motore.

Alle 14.47'32" si registrava una variazione del rumore di fondo del motore con rugosità e colpi. Il comandante a questo punto commentava «engine failure» e alle 14.47'38" aggiungeva «regular engine failure».

Alle 14.47'51" il *relief captain* suggeriva di procedere allo spegnimento del motore e il comandante confermava, annunciando la necessità di effettuare i *memory items* senza specificare l'avaria.

A partire dalle 14.47'55" il comandante annunciava e confermava la selezione dell'*autothrottle switch* relativo al motore sinistro su OFF, «Left engine idle» e «Fuel control switch left OFF», azioni tutte confermate dall'*acknowledge* del FO.

Alle 14.48'06", ovvero dopo 1'59" dal rilevamento dell'avaria, 2'01" dal manifestarsi dell'anomalia, il motore sinistro veniva spento e il comandante, alle 14.48'13", commentava «No damage, no fire».

La procedura che è stata applicata inizialmente per la messa in sicurezza del motore in avaria è stata la "*Eng fail*", che, sostanzialmente, è uguale alla "*Engine Svr Damage/Sep*", salvo che quest'ultima prevede anche la attivazione dell'*engine fire switch*.

Entrambe le procedure sono riportate sul 787 *Quick Reference Handbook* ed elencate sul *Quick Action Index*; sono definite *unannounced checklist*, in quanto non compaiono automaticamente sull'EICAS. La procedura "*Engine Svr Damage/Sep L, R*" deve essere applicata nelle condizioni di *airframe vibrations with abnormal engine indications* e/o in caso di *engine separation*. Dopo lo spegnimento e la messa in sicurezza del motore, prevede dei *deferred items* da completare per le fasi di discesa, di avvicinamento e di atterraggio.

La procedura "*Eng fail L, R*" è invece applicabile alla seguente condizione: *engine speed is below idle*. La *checklist* "*Eng fail L, R*", nel caso di vibrazioni con indicazioni anormali del motore, rimanda alla procedura "*Engine Svr Damage/Sep L, R*".

Alle 14.48'24" il comandante preannunciava la necessità di effettuare la *checklist* «non normal checklist for engine failure». Contemporaneamente il personale di cabina effettuava una chiamata mediante l'interfono e il comandante chiedeva al *relief captain* di rispondere alla chiamata.

Alle 14.48'38" il comandante comunicava la necessità di procedere alla deconfigurazione dell'aeromobile.

Alle 14.49'15" il comandante effettuava la comunicazione radio "Mayday", comunicando la natura del problema e richiedendo vettori per portarsi all'atterraggio. Il volo veniva istruito a virare a destra su una prua di 320°.

Alle 14.49'36" il comandante preannunciava l'effettuazione della *checklist*, enunciando il titolo "*Engine failure*", corretto immediatamente in "*Severe damage checklist*", ovvero la *checklist* appropriata (*unannounced non normal checklist menu, engines, severe damage checklist*).

Alle 14.50'30" aveva luogo il livellamento a 3000 piedi e proseguendo nella *checklist* il comandante leggeva «Left engine switch confirm pull...confirm?» (dopo la conferma, da parte del FO, «Pull»). Seguiva quindi la lettura della "*Engine severe damage checklist page 2*", con l'accensione dell'APU, la selezione del GPWS su FLAPS OVERRIDE e il computo

per l'atterraggio con i flap a 20°. Alle 14.53'48" il *relief captain* comunicava all'ATC la necessità di effettuare un'orbita di 360°.

Alle 14.54'33" il comandante annunciava la esecuzione della *after take off checklist*, la *overweight checklist*, con la predisposizione dell'avionica di bordo per l'avvicinamento. Aveva quindi luogo il NITS *briefing* all'equipaggio di cabina notificando la condizione "one engine out", la necessità di rientrare sull'aeroporto di Fiumicino per un atterraggio normale con relativo stimato di atterraggio e la necessità del traino una volta al suolo. Dopo di che il comandante effettuava l'annuncio ai passeggeri (*passenger announcement*).

Dopo avere effettuato due orbite di 360° a Nord Ovest dell'aeroporto per l'inserimento dei dati per l'avvicinamento e l'atterraggio, per il completamento delle *checklist* e per la sistemazione della cabina, il comandante richiedeva all'ATC il vettoramento per un lungo finale a 20 NM. L'avvicinamento ILS Y RWY 16R aveva luogo con procedura *overweight* e *one engine out* senza registrare eventi di rilievo.

Il comandante, in ragione della situazione anomala, prendeva il controllo del velivolo per l'atterraggio e l'autopilota veniva disattivato alle 15'08'30". Alle 15.09'08", a circa 1000 piedi di altezza (FDR radio altitude 993 piedi), il velivolo era ormai stabile sul sentiero di avvicinamento con IAS pari a 172 nodi, flap 20, LG *down*, ENG 2 62% N1.

L'atterraggio aveva luogo in configurazione flap 20, velocità di avvicinamento pari a 167 nodi e *autobrake* selezionato al livello "4".

La opzione dello scarico del carburante prima dell'atterraggio (*fuel dumping*) non veniva ritenuta opportuna dal comandante, in quanto avrebbe richiesto di prolungare significativamente la permanenza in volo in condizioni *one engine out* e pertanto è stata scelta l'opzione dell'atterraggio in condizioni *overweight*, dopo avere comunque considerato la lunghezza della pista disponibile e le *performance* dell'aeromobile.

Dopo l'atterraggio, l'aeromobile ha liberato la pista al raccordo "AH". In tale posizione il comandante, in considerazione della comparsa dell'indicazione di surriscaldamento dei freni, chiedeva l'intervento dei VVF per un controllo. Veniva spento il motore n° 2 alle 15.13'11" e i passeggeri sbarcavano normalmente mediante autoscale e trasferiti al terminal mediante autobus.

2.2. FATTORE TECNICO

2.2.1. ESN 10166, motore sinistro

La storia manutentiva del motore non ha messo in luce dettagli che consentissero di prevenire la rottura della paletta in volo. I dati FDR ed EMU hanno evidenziato che l'equipaggio non

avrebbe potuto realizzare in alcun modo che ci fosse una anomalia nel motore fino al momento in cui la stessa si è manifestata. Inoltre, i dati registrati unitamente alle ispezioni boroscopiche hanno correttamente individuato, immediatamente a valle dell'evento, il danneggiamento primario: il distacco della paletta IPT 79 a causa di una rottura progressiva.

La successiva investigazione del motore ha infatti consentito di ricostruire la sequenza dei danneggiamenti avvenuti. La *failure analysis* della paletta IPT 79 ha confermato come il fenomeno di rottura progressiva sia da attribuire a corrosione-fatica. L'innesco di tale fenomeno è favorito dal posizionamento del trattamento protettivo e dalla lega costituente le palette IPT. L'assenza di casi di distacco di palette IPT in operazioni nelle flotte di motori modificati post-SB 72-H818 supporta questa tesi. Il meccanismo di corrosione-fatica individuato è il medesimo già osservato nei precedenti 10 casi di distacco in volo di paletta IPT su aeromobile con rotte diverse. I suddetti elementi consentono di attribuire la causa del problema tecnico ad un *design* migliorabile e, di fatto, migliorato nell'arco delle successive modifiche.

L'osservazione microfrattografica ha consentito di evidenziare come ai bordi dei fronti di propagazione stabile fossero presenti striature di fatica con valori di interstria molto variabili da zona a zona. Ad ogni modo, le striature non sono state osservate al cuore della parte progressiva della superficie di rottura. Non è chiara la natura del fenomeno progressivo nella zona dominata dalla caratteristica morfologica denominata "dita" (dall'inglese "*fingers*").

Ad ogni modo, si è visto che 10 degli 11 casi di distacco delle palette sono avvenuti in decollo o comunque durante la salita, portando a ritenere che il fenomeno venga alimentato principalmente durante le fasi di maggiore sollecitazione del motore.

Il distacco della paletta IPT 79 ha indotto la rottura della paletta adiacente e, in successione, tutti gli altri danneggiamenti elencati al paragrafo 1.16.

In uno dei 10 eventi precedenti di distacco paletta IPT, oltre all'IFSD, si sono verificati danni al LPT1-2 *drivearm*, senza però comprometterne la struttura. La rottura di tale componente avrebbe potuto indurre una *failure uncontained* con proiezione radiale di parti.

In nessuno dei casi di rottura IPTB, ivi incluso quello in discussione, si è verificata la proiezione radiale di parti all'esterno del motore; è avvenuta infatti solo la proiezione assiale, con fuoriuscita dal cono di scarico.

Al momento in cui l'equipaggio ha avvertito le prime vibrazioni (14.46'07"), l'aeromobile si trovava a 1028 piedi radio altitude. Le parti ritrovate al suolo di dimensioni maggiori avevano un peso di circa 100 g. La proiezione ha causato danni alle auto e alle case, oltre che all'aeromobile stesso.

La TGT registrata al momento del distacco della paletta IPTB è stata di 876 °C: conseguentemente, i frammenti che sono caduti ad elevata velocità sulla città di Fiumicino erano ancora a temperature molto elevate e quindi potenzialmente in grado di ferire e ustionare eventuali persone presenti in superficie.

Il guasto della paletta IPT 79 è avvenuto a 1210 cicli rispetto ai 1410 stabiliti dal *service management*, quindi 200 cicli prima del limite di durata stabilito per quel ESN. Ciò ha dimostrato come l'*hard life* imposta non era sufficiente per evitare effetti dannosi sulla sicurezza.

Per questo motivo, l'ANSV, in corso di inchiesta, in data 29.8.2019, indirizzava all'EASA (e per conoscenza alla FAA) le seguenti raccomandazioni di sicurezza.

Type of safety recommendations: SRGC/SRUR.

Motivation: the borescope inspection of the engine Trent 1000 G/01A SN 10166, performed after the IFSD event occurred to the B787-8 registration marks LN-LND, highlighted the fracture of two IPT blades. One of these is attributable to the same corrosion fatigue fracture mechanism that was responsible for ten previous cases of IFSD in the Trent 1000 fleet. In one of those cases, in addition to IFSD the blade release also caused damage on the LPT drive arm, proving further negative effects on safety could be possible as a consequence of a IPT blade fracture beside what happened in the B787-8 marks LN-LND event, in which damages to the aircraft and to objects on the ground were recorded. Indeed, for this matter EASA has already recognized the need to maintain fleet safety and has mandated several Rolls-Royce recommended safety actions in the last two years through 6 ADs, the latest and only live action being issued in NMSB 72-AK186, which instructs a hard life for pre-modification blades and is mandated by EASA AD 2019-0135. However, the in-flight IPT blade failure of the Trent 1000 G/01A SN 10166 happened 200 flight cycles before the hard life limit, demonstrating this not sufficient to avoid detrimental effects on safety.

Recipient: EASA.

Safety Recommendation ANSV-9/1147-19/1/I/19.

To take immediate actions to achieve an higher level of safety, also taking in consideration, but not limiting EASA initiatives to, defining different and more stringent time limits for the Trent 1000 pre-mod 72-H818 IPT blades.

Safety Recommendation ANSV-10/1147-19/2/I/19.

To re-evaluate the whole validity of the service management adopted by the manufacturer for the Trent 1000 pre-mod 72-H818 IPT blades, endorsed by the AD 2019-0135.

2.2.2. ESN 10140, motore destro

Dopo l'IFSD comandato dall'equipaggio sul motore sinistro, l'aeromobile B787 marche LN-LND si è trovato in condizioni di OEI, dove il motore che resta in servizio subisce globalmente sollecitazioni superiori. Ciò porta a rendere meno remota la probabilità di un DIFSD. Inoltre, in condizioni OEI la controllabilità dell'aeromobile risulta ridotta.

Il motore destro del velivolo con marche LN-LND, un Rolls-Royce Trent 1000 G/01A con S/N 10140, era anch'esso, al pari di quello con ESN 10166, un pre-mod 72-H818, con meno cicli di volo rimanenti (103 FC) rispetto al motore sinistro.

Dalle analisi condotte sul motore destro ESN 10140, si è visto come su di esso fossero presenti 92 palette IPT con presenza di cricche. Tra queste, quella di maggiori dimensioni aveva una

profondità di circa 3,47 mm. La statistica relativa ai 10 casi precedenti di rottura palette IPT in volo ha evidenziato come la palette rottasi con una minore profondità di cricca aveva raggiunto comunque circa 4,8 mm. Questo porta a ritenere che l'ESN 10140 avesse durante il volo dell'evento sufficienti margini di sicurezza rispetto al distacco di una palette IPT. Le suddette considerazioni sono comunque frutto delle evidenze raccolte nel processo investigativo e non avrebbero potuto essere confermate se non dopo lo smontaggio del motore stesso: non è disponibile un metodo di controllo non distruttivo che consenta una valutazione in esercizio della dimensione delle cricche che si generino sulla radice al di sotto della piattaforma delle palette IPT. Pertanto, l'ANSV, in corso d'inchiesta, sempre in data 29.8.2019, riteneva necessario indirizzare all'EASA (e per conoscenza alla FAA) anche la seguente ulteriore raccomandazione di sicurezza.

Type of safety recommendation: SRGC/SRUR.

Motivation: the borescope inspection of the engine Trent 1000 G/01A SN 10166, performed after the IFSD event occurred to the B787-8 registration marks LN-LND, highlighted the fracture of two IPT blades. One of these is attributable to the same corrosion fatigue fracture mechanism that was responsible for ten previous cases of IFSD in the Trent 1000 fleet. In one of those cases, in addition to IFSD the blade release also caused damage on the LPT drive arm, proving further negative effects on safety could be possible as a consequence of a IPT blade fracture beside what happened in the B787-8 marks LN-LND event, in which damages to the aircraft and to objects on the ground were recorded. Indeed, for this matter, EASA has already recognized the need to maintain fleet safety and has mandated several Rolls-Royce recommended safety actions in the last two years through 6 ADs, the latest and only live action being issued in NMSB 72-AK186, which instructs a hard life for pre-modification blades and is mandated by EASA AD 2019-0135. The in-flight IPT blade failure of the Trent 1000 G/01A SN 10166 happened 200 flight cycles before the hard life limit, demonstrating this not sufficient to avoid detrimental effects on safety. The right engine of the B787-8 marks LN-LND Trent 1000 G/01A SN 10140, was also a pre-mod 72-H818, having less flight cycles remaining than the left engine (103 FCs remaining). Since the life limit imposed has been proved to be not adequate to prevent the left engine Trent 1000 G/01A S/N 10166 to fail, as well as the engine S/N 10202 to fail (15th of May 2019 (see table 1) and at the time this ANSV document is issued, there is no requirement for de-pairing pre-mod 72-H818 engines, there was the possibility also that the right engine could have failed. In addition, in case of one engine inoperative the engine that remains operative undergoes overall higher solicitations. This would increase the probability of a DIFSD.

Recipient: EASA.

Safety Recommendation ANSV-11/1147-19/3/I/19.

To evaluate provisions relevant to the de-pairing of pre-mod 72-H818 engines, avoiding two engines of the same pre-mod status being installed on the same aircraft, thus further lessening the possibility of a DIFSD.

2.2.3. Riscontro alle raccomandazioni di sicurezza emesse in corso di inchiesta

Le predette raccomandazioni di sicurezza emesse dall'ANSV in corso di inchiesta hanno determinato un coordinamento tra l'EASA (destinataria delle raccomandazioni di sicurezza) e il costruttore del Trent 1000 (l'azienda Rolls-Royce).

In data 19.9.2019 la Rolls-Royce emetteva l'Alert NMSB TRENT 1000 72-AK186 rev. 3, il quale contiene una revisione dell'*hard life* e una definizione conseguente dei nuovi limiti della stessa per determinati *serial number* dei motori Trent 1000 pre-mod 72-H818.

In data 18.10.2019 l'EASA validava e rendeva obbligatorio il contenuto di tale documento con l'AD 2019-0261 (Allegato "C" alla presente relazione).

Successivamente, in data 19.11.2019, l'EASA dava formale riscontro alle raccomandazioni di sicurezza emanate dall'ANSV, concordando con le stesse e richiamando le azioni già poste in essere: le raccomandazioni di sicurezza ANSV-9/1147-19/1/I/19 e ANSV-10/1147-19/2/I/19 sono state infatti implementate mediante l'EASA AD 2019-0261 (figure 51 e 52).

Reply to Safety Recommendation ITAL-2019-004 received on 29/08/2019

Safety Recommendation:	To take immediate actions to achieve a higher level of safety, also taking in consideration, but not limiting EASA initiatives to, defining different and more stringent time limits for the Trent 1000 pre-mod 72-H818 IPT blades.
Final response:	<p>To achieve a higher level of safety, Rolls-Royce updated the Service Bulletin Trent 1000 72-AK186 to revision 3. This revision reduces the time limits of the Trent 1000 pre-mod 72-H818 IPT blades. The European Union Aviation Safety Agency (EASA) published Proposed Airworthiness Directive (PAD) 19-180 on the 25th September 2019 to mandate this service bulletin.</p> <p>The final Airworthiness Directive (AD) 2019-0261 was published 18 October 2019 and will be effective 01 November 2019. This AD sets the manufacturer's stringent time limits for the replacement of affected IPT blades.</p>
EASA Status:	Closed – Agreement

Figura 51: risposta EASA alla raccomandazione di sicurezza ANSV-9/1147-19/1/I/19.

Reply to Safety Recommendation ITAL-2019-005 received on 29/08/2019

Safety Recommendation:	To re-evaluate the whole validity of the service management adopted by the manufacturer for the Trent 1000 pre-mod 72-H818 IPT blades, endorsed by the AD 2019-0135.
Final response:	<p>The European Union Aviation Safety Agency (EASA) has re-evaluated the validity of the service management adopted by the manufacturer for the Trent 1000 pre-mod 72-H818 IPT blades, and endorsed by EASA Airworthiness Directive (AD) 2019-0135.</p> <p>The results of the evaluation confirmed that the adopted method is valid, but could be reinforced by reducing the blade life limits.</p> <p>This resulted in the publication, by Rolls-Royce, of Service Bulletin Trent 1000 72-AK186 revision 3, and the supersession of AD 2019-0135 by AD 2019-0261 (effective 01 November 2019), which requires the remaining "pre-mod 72-H818" engines (3%) to be modified.</p>
EASA Status:	Closed – Agreement

Figura 52: risposta EASA alla raccomandazione di sicurezza ANSV-10/1147-19/2/I/19.

In ordine alla raccomandazione di sicurezza ANSV-11/1147-19/3/I/19, l'EASA ha invece fornito la seguente risposta (figura 53).

Reply to Safety Recommendation ITAL-2019-006 received on 29/08/2019

Safety Recommendation:	To evaluate provisions relevant to the de-pairing of pre-mod 72-H818 engines, avoiding two engines of the same pre-mod status being installed on the same aircraft, thus further lessening the possibility of a DIFSD
Final response:	<p>The European Union Aviation Safety Agency has evaluated the proposed solution of mandating the de-pairing of pre-mod 72-H818 engines.</p> <p>This evaluation showed that the event involving B787 registration LN-LND on 10th August 2019 did not significantly change the statistical evaluation of the dual in-flight shut down (IFSD) risk. This dual IFSD risk is sufficiently low to obviate mandatory action.</p> <p>Nevertheless, Rolls-Royce has taken the decision to ensure the de-pairing of pre-mod 72-H818 engines with more than 500 cycles. This de-pairing exercise has been completed.</p>
EASA Status:	Closed – Agreement

Figura 53: risposta EASA alla raccomandazione di sicurezza ANSV-11/1147-19/3/I/19.

2.3. FATTORE UMANO

Nell'ambito dell'inchiesta di sicurezza sono stati presi in considerazione, relativamente al fattore umano, soprattutto i seguenti aspetti: le modalità di gestione dell'emergenza, la interazione tra i membri dell'equipaggio di condotta, gli aspetti CRM in presenza di un *relief captain* in cabina di pilotaggio.

Preliminarmente è emerso, dal confronto che l'ANSV ha avuto con l'equipaggio, che le modalità con cui si manifesta un'avaria possono, nella realtà, discostarsi anche significativamente dalle modalità in cui la stessa si manifesti negli scenari proposti al simulatore. Le modalità al simulatore, per quanto possano essere realistiche, rischiano, per la necessità di standardizzazione, di essere infatti stereotipate, simulando, per esempio, in caso di avaria meccanica al motore, situazioni in cui i giri motore scendano rapidamente a zero oppure si simulano colpi ripetuti ad indicare un malfunzionamento meccanico. L'identificazione dell'emergenza, pertanto, specie se quest'ultima non sia limitata alla comparsa della singola indicazione sull'EICAS, richiede un'analisi di più indicazioni.

Ad ogni modo, le azioni poste in essere dall'equipaggio sono risultate sostanzialmente corrette. In tale contesto, una ulteriore considerazione è da riferirsi all'interazione dell'equipaggio di condotta in configurazione *augmented flight crew*. Il *Manuale operativo* dell'operatore prevede infatti, per i voli a lungo raggio, la possibilità che vengano effettuati voli in *augmented flight crew*, ovvero con equipaggio aggiuntivo rispetto a quello minimo

previsto. Questa configurazione consente ai membri dell'equipaggio di poter effettuare turni di riposo in volo e, all'occorrenza, di poter essere sostituiti da personale opportunamente qualificato. Infatti, nel volo dell'evento era presente nel *cockpit* anche un *relief captain* nel *flight deck* nelle operazioni di decollo.

La citata configurazione dell'equipaggio, all'insorgere dell'avaria, ha permesso di disporre di maggiori risorse nella gestione dell'emergenza, con possibilità, quindi, di suddividere il carico di lavoro (già elevato in considerazione della fase di volo e ulteriormente aumentato dall'insorgere dell'avaria) tra tre piloti.

Tale risorsa ha quindi sicuramente influito positivamente sul buon esito dell'evento: il comandante ha gestito la situazione in modalità non standard, dovendosi interfacciare non con un altro pilota, ma con altri due. È proprio questo aspetto che rende particolarmente preziose le indicazioni dell'operatore nel MO, unitamente al *training* specifico per *relief captain*, nel corso del quale vengono affrontati e approfonditi, con scenari di *augmented crew*, aspetti di CRM e MCC.

2.4. FATTORE ORGANIZZATIVO

2.4.1. Uncontained High Energy Debris

Durante il volo si è verificata l'espulsione di frammenti del motore all'esterno dello stesso. Nel dettaglio, la proiezione radiale delle parti è risultata contenuta all'interno del motore, mentre la proiezione assiale non è stata contenuta. Si considerano certamente frammenti ad alta energia quelli proiettati radialmente. Tuttavia, la CS-E (passi di interesse riportati al paragrafo 1.17.1.), pur chiarendo che grandi parti rotanti siano da considerarsi frammenti ad alta energia, non esclude, però, che ce ne possano essere di altro tipo. In effetti, nel caso in discussione, le parti proiettate assialmente hanno comportato danni all'aeromobile, il quale, per la rimessa in efficienza, è stato sottoposto a numerosi interventi di manutenzione e a diverse ispezioni. Inoltre, i frammenti, certamente a una temperatura elevata e in grado di provocare ustioni (al momento dell'avaria la TGT registrata era di 876 °C), sono precipitati su di un centro abitato, producendo danni a veicoli e ad abitazioni. Pertanto, solo per un caso fortuito non ci sono stati feriti. Tale situazione potrebbe pertanto essere definita come una *unsafe condition*, indotta da un *hazardous engine effects* (concetti presentati al paragrafo 1.17.1. negli estratti di CS-E), per la quale la probabilità di verificarsi dovrebbe essere al di sotto di 10^{-7} . Tuttavia, nella CS-E non è presente una chiara definizione di *hazardous engine effects*, ma solo una lista di esempi di situazioni considerabili tali [CS-E 510 (g)(2)]:

- «(i) Non-containment of high-energy debris;
- (ii) Concentration of toxic products in the Engine bleed air for the cabin sufficient to incapacitate crew or passengers;
- (iii) Significant thrust in the opposite direction to that commanded by the pilot;
- (iv) Uncontrolled fire;
- (v) Failure of the Engine mount system leading to inadvertent Engine separation;
- (vi) Release of the Propeller by the Engine, if applicable;
- (vii) Complete inability to shut the Engine down.».

L'evento in esame, in cui è avvenuta la proiezione assiale di frammenti ad alta temperatura, potrebbe essere ricompreso tra quelli di cui alla predetta lettera (i); tuttavia, la situazione in questione è tradizionalmente associata alle parti espulse radialmente. Ciò deriva dal fatto che nella CS-E non è presente una definizione univoca di *high energy debris*. Infatti, nella AMC E 510 (d)(iii) è riportato quanto segue:

«Uncontained debris cover a large spectrum of energy levels due to the various sizes and velocities of parts released in an Engine Failure. The Engine has a containment structure which is designed to withstand the consequences of the release of a single blade (see CS-E 810(a)), and which is often adequate to contain additional released blades and static parts. The Engine containment structure is not expected to contain major rotating parts should they fracture. Discs, hubs, impellers, large rotating seals, and other similar large rotating components should therefore always be considered to represent potential high-energy debris. Service experience has shown that, depending on their size and the internal pressures, the rupture of the high-pressure casings can generate high-energy debris. Casings may therefore need to be considered as a potential for high-energy debris.».

Pertanto, se risulta chiaro cosa sia sempre da considerarsi come *high energy debris*, non è tuttavia esclusa la possibilità che una parte ad alta temperatura espulsa assialmente possa essere considerata tale.

A tal proposito, si rileva una discrepanza con la normativa degli Stati Uniti d'America (AC33.75), la quale, mantenendo linee guida simili a quelle sopra riportate per la definizione di *high energy debris*, aggiunge quanto segue:

«Uncontained blades from a multiple blade release are typically considered low energy fragments because their energy has been significantly reduced in defeating the containment structure. These events may typically be considered major engine effects. However, the release of significant numbers of blades (for example, corn-cobbed rotors) will likely include fragments exiting with high energy, and would therefore result in a hazardous engine effect.».

In merito ai *minor engine effects*, si riporta, di seguito, la definizione presente nella CS-E 510 (g)(1):

«An Engine Failure in which the only consequence is partial or complete loss of thrust or power (and associated Engine services) from the Engine must be regarded as a Minor Engine Effect.».

Sulla base dei richiami di cui sopra, tutti i 10 casi che hanno preceduto quello dell'evento indagato sono stati classificati *minor*. Il rischio per la popolazione di essere colpita dai frammenti, così come quello del danneggiamento all'aeromobile, non erano stati valutati dal produttore, per quanto ciò non fosse nemmeno previsto. Tale situazione è stata molto probabilmente resa possibile dall'assenza di una chiara definizione di *high energy debris* e

quindi da una gestione degli eventi tale da considerare potenzialmente un rischio inferiore a quello reale. In tale contesto è importante evidenziare che l'undicesimo caso di rottura IPTB è avvenuto dopo che il produttore aveva già posto in essere misure ancora più cautelative. In dettaglio, dopo l'investigazione sull'ESN 10231, la flotta è stata gestita in modo da mitigare la possibilità che si potesse verificare l'evento *hazardous* di *overspeed* e rottura del primo stadio LPT (si veda paragrafo 1.17.2.). Nonostante ciò, in conseguenza dell'evento in discussione, il produttore del motore e l'EASA hanno posto in essere le azioni dettagliate al paragrafo 2.2.3.

Appare pertanto necessario che venga adottata una più chiara e completa definizione di *high energy debris*, consentendo una più immediata valutazione della gravità degli eventi, i quali devono essere analizzati in funzione dei danni effettivi/potenziati all'aeromobile, ma anche di quelli effettivi/potenziati rispetto ai terzi in superficie. Apparentemente tale aspetto non viene contemplato dalla CS-E. Viene invece approfondito nel CM-21.A-A-001 del 29 novembre 2018, il quale considera il terzo sorvolato nelle possibilità di esposizione alle PDA. Nel seguente paragrafo l'analisi in merito.

2.4.2. PDA

Nel volo oggetto della presente relazione si è verificata l'espulsione di frammenti del motore all'esterno dello stesso. Nel dettaglio, la proiezione radiale delle parti è risultata contenuta all'interno del motore, mentre la proiezione assiale ha consentito che sulla città di Fiumicino pioveressero circa 38 kg di parti, stimati in diverse centinaia di frammenti, ad elevata temperatura (la TGT al momento della rottura della IPTB 79 era di 876 °C): questi potrebbero rappresentare un esempio di quello che nel CM-21.A-A-001 del 29 novembre 2018 viene definito come PDA.

In merito alle PDA, il CM affronta in dettaglio la problematica con particolare riferimento al terzo sorvolato. Lo studio prende in considerazione numerosi fattori e le massime probabilità di accadimento utilizzati per la certificazione; queste ultime vengono prese come *safety objective* da raggiungere in relazione alla definizione di *hazardous*. Il CM conclude che non ci sono allo stato attuale, né ci saranno a lungo termine, *unsafe condition* per la popolazione al suolo. Tale determinazione risultava avvalorata dall'assenza di casi di deceduti o feriti gravi dovuti a PDA.

La *review* del CM effettuata dall'ANSV a valle dell'evento in discussione nella presente relazione ha permesso tuttavia di evidenziare come lo studio legghi l'esposizione al rischio del terzo sorvolato ai valori massimi ammissibili di probabilità di verificarsi dell'evento negativo assunti per i principi certificativi; questi, essendo definibili in termini di ratei di difettosità

orari, sono fundamentalmente legati alla durata dei voli. Ciò appare fortemente discutibile in quanto l'esposizione al rischio di PDA per le popolazioni che vivono nei pressi degli aeroporti non può essere funzione della durata dei voli, bensì dovrebbe essere valutata per numero di decolli. Inoltre, nel CM si prende in considerazione una densità di popolazione media, non tenendo conto che l'esposizione al rischio di PDA per coloro i quali vivano in prossimità degli aeroporti è ragionevolmente maggiore, specialmente considerando che tipicamente i motori sono più stressati nelle fasi di decollo e salita iniziale. Ciò già vale senza considerare che la popolazione europea tenderà ancora ad aumentare, agglomerandosi attorno ai centri urbani. Tali aspetti rendono lo studio non esaustivo del rischio in relazione alla popolazione al suolo, per cui sarebbe auspicabile un approfondimento che tenga conto dei valori più conservativi di esposizione, in funzione delle varie tipologie di evento che si possano verificare.

2.4.3. Affidabilità

Nel volo oggetto della presente relazione si è verificata l'espulsione di frammenti del motore all'esterno dello stesso. Ciò è avvenuto per un fenomeno di corrosione-fatica, innescatosi a causa di un *design* migliorabile in termini di lega e *coating* delle palette IPT.

La proiezione radiale delle parti è risultata contenuta all'interno del motore, mentre la proiezione assiale non è stata contenuta. Come visto nel paragrafo 2.4.1., la filosofia di gestione dell'aeronavigabilità, ivi inclusa quella dei motori aeronautici destinati all'aviazione commerciale, è basata su valori massimi ammissibili di probabilità del verificarsi dell'evento negativo e su manovre correttive bilanciate in funzione della problematica e della vita effettiva degli apparati (si veda anche paragrafo 1.17.1.). Tuttavia, i valori massimi ammissibili di probabilità del verificarsi dell'evento negativo impiegati attualmente in ambito certificativo e di mantenimento dell'aeronavigabilità sono immutati da molti anni e nel caso specifico dei motori sono stati definiti più di 40 anni fa.

Tenendo in considerazione le statistiche che riguardano incidenti e inconvenienti si rileva, comunque, che pur mantenendo immutati i valori massimi ammissibili di probabilità del verificarsi dell'evento negativo, il *trend* degli incidenti aerei a livello aviazione commerciale è globalmente diminuito nel tempo: in particolare, rispetto agli albori dell'aviazione il fattore tecnico è sempre meno la causa principale di un incidente o di un inconveniente grave. Questo anche perché, indipendentemente dai valori massimi ammissibili di probabilità del verificarsi dell'evento negativo prescritti, la pratica industriale ha comunque portato a progettare e realizzare apparati più affidabili, con risultati che, di fatto, solitamente eccedono i requisiti delle CS.

Tuttavia, nell'ottica di un continuo miglioramento, vanno considerati anche gli ulteriori seguenti aspetti.

- a) Potrebbe verificarsi il caso in cui, per difetto di *design* o di processo produttivo, l'affidabilità di un componente sia inferiore al normale standard industriale con cui vengono rilasciati oggi i prodotti. Nel contempo, il medesimo componente potrebbe comunque garantire il rispetto dei valori massimi ammissibili di probabilità del verificarsi dell'evento negativo prescritti dalle CS e dalle linee guida di CAW. Il risultato sarebbe un componente considerato aeronavigabile, ma, di fatto, con un livello di affidabilità la cui idoneità sia stata sancita con uno standard obsoleto (nel caso dei motori almeno 40 anni fa); questa affidabilità non è in linea con gli standard medi che realisticamente è possibile offrire oggi dato il progresso tecnologico avvenuto nel mentre (*introduction of rational performance requirements*¹⁹). All'epoca del nono evento di rottura paletta IPT, il PNE ammissibile era pari a ulteriori 4 casi.
- b) Spesso il fattore tecnico rappresenta una concausa degli eventi o fattore contributivo; conseguentemente, un componente più affidabile, talvolta, potrebbe comunque bloccare la catena degli eventi prima che si manifestino altri fattori. Ad esempio, potrebbe verificarsi che su di un aeromobile bimotore, in caso di avaria ad uno dei motori, l'equipaggio esegua erroneamente l'IFSD dell'unico propulsore funzionante. Il risultato finale sarebbe un evento riconducibile al fattore umano (IFSD del motore funzionante al posto di quello difettoso). Tuttavia, se il motore che ha registrato una problematica tecnica in volo avesse garantito una maggiore affidabilità, avrebbe, *ab origine*, interrotto la catena degli eventi. Pertanto, una maggiore affidabilità dei componenti porterebbe ad un incremento di *safety* anche in incidenti/inconvenienti nei quali il fattore tecnico sia presente nella catena degli eventi, ma la causa finale sia individuabile nel fattore umano.
- c) Benché nel 2020 e nei primi mesi del 2021 il volume di trasporto aereo sia generalmente calato per via della pandemia da COVID-19, si può ragionevolmente assumere che il traffico aereo tornerà ad aumentare negli anni a venire. Questo comporterà che, mantenendo immutata la *baseline* certificativa dei valori massimi ammissibili di probabilità del verificarsi dell'evento negativo, l'affidabilità dei componenti potrebbe non migliorare di pari passo con l'aumento del traffico aereo. Se ciò avvenisse, si potrebbe verificare un numero maggiore di incidenti/inconvenienti in cui il fattore tecnico sia causa dell'evento o presente nella catena degli eventi.

¹⁹ UK CAA, *Airworthiness Information Leaflet AD/IL/0092/1-7*, 19 novembre 1982; medesimo testo nell'ultima versione dell'AMC & GM for Part 21 Section A Subpart A GM 21.A.3B(d)(4), paragrafi 2.1 e 2.2 attualmente applicabili.

- d) Dall'epoca in cui furono stabiliti i valori massimi ammissibili di probabilità del verificarsi dell'evento negativo, la popolazione, in particolare quella europea, è aumentata: ciò rende maggiore, di quanto non lo fosse originariamente, il rischio, in caso di avaria, di danni a terzi in superficie prodotti da una PDA.
- e) Indipendentemente dai punti a, b, c, d, sembra evidente che dopo tanto tempo sia tecnologicamente possibile esigere prestazioni in termini di affidabilità minima migliori rispetto a quelle richieste dalle CS; in particolare, per quanto concerne i motori, queste prestazioni sono rimaste immutate, in termini di valori massimi ammissibili di probabilità del verificarsi dell'evento negativo, da almeno 40 anni.

Per quanto sopra, a mente delle statistiche di incidenti e inconvenienti, del traffico aereo effettivo e dei limiti tecnologici basati sullo stato dell'arte, sembrerebbe opportuno revisionare periodicamente la validità dei valori massimi ammissibili di probabilità del verificarsi dell'evento negativo, settando limiti raggiungibili e nel contempo coerenti con lo stato dell'arte aggiornato. Questo avrebbe una diretta ricaduta positiva in termini di prevenzione di tutti quegli eventi in cui vi sia presenza di fattore tecnico come causa/concausa/fattore contributivo.

2.4.4. Requisiti ETOPS

L'aeromobile coinvolto nell'evento era limitato a 180 minuti ETOPS. Tale tipo di certificazione prevede requisiti di affidabilità volti a prevenire, nel caso specifico dei propulsori degli aeromobili bimotori, casi di totale perdita di spinta. Ciò avviene cercando di mantenere il rateo di IFSD per cause indipendenti al di sotto di una certa soglia, la quale determina per l'appunto la limitazione oraria ETOPS.

Nel caso di specie, si è verificato che il rateo di IFSD legato alla rottura delle palette IPT in termini numerici non andasse ad inficiare la certificazione ETOPS 180. Anche la natura stessa della *failure*, la quale si è sempre verificata in decollo o fase di salita, ha reso ragionevole affrontare il problema di affidabilità in relazione ai rischi generali legati al volo piuttosto che alla capacità di raggiungere un aeroporto alternato (*diversion*) entro un tempo prestabilito: le *failure* ad un singolo motore in decollo/fase di salita consentono in tempi contenuti di riportarsi all'atterraggio.

2.5. FATTORE AMBIENTALE

Dalle informazioni meteorologiche a disposizione si ritiene che tale fattore non abbia avuto effetto sullo sviluppo dell'evento.

2.6. SOPRAVVIVENZA

Come riferito dai piloti, una volta arrestato il velivolo e dopo avere liberato la pista, l'equipaggio di condotta notava l'innalzamento della temperatura dei freni dovuta al surriscaldamento generatosi in fase di decelerazione. Il comandante, pertanto, chiedeva alla TWR l'assistenza dei Vigili del fuoco per monitorare ed eventualmente raffreddare i ceppi freni. Vi è stata a questo punto una sorta di malinteso, in quanto la TWR comunicava via radio all'equipaggio la presenza di fumo e fuoco dal ruotino anteriore. Il personale tecnico a terra, tuttavia, non confermava la presenza di fuoco, ma solo la presenza del fumo generato dal liquido spruzzato dagli stessi Vigili del fuoco per raffreddare i freni del carrello principale. Il *relief captain* si sporgeva quindi dall'aereo, per verificare, di persona, la situazione ed escludere ogni evidenza di incendio. Da lì a poco, avveniva l'afflosciamento degli pneumatici delle ruote 1 e 5, impedendo così il traino dell'aeromobile al parcheggio.

L'equipaggio ha riferito all'ANSV che nella gestione della problematica ai freni ci sono state sostanzialmente due criticità:

- una riferita alla scarsa chiarezza nelle comunicazioni degli enti ATS, che hanno impropriamente allertato l'equipaggio circa la presenza di fuoco dal carrello anteriore;
- l'altra relativa alla impossibilità, per l'equipaggio, di comunicare direttamente con i Vigili del fuoco.

Il momentaneo e lieve senso di confusione non ha comunque avuto ulteriori effetti e l'attività di sbarco dei passeggeri è avvenuta senza inconvenienti.

CAPITOLO III

CONCLUSIONI

3. GENERALITÀ

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

3.1. EVIDENZE

- L'equipaggio era in possesso dei titoli e delle qualifiche necessarie per l'effettuazione del volo in questione.
- Le condizioni meteorologiche non hanno inciso sull'accadimento dell'evento.
- L'aeromobile e i propulsori erano stati correttamente mantenuti.
- I dati provenienti dal FDR e dall'EMU hanno evidenziato che, prima del verificarsi del distacco della paletta 79 IPT, l'ESN 10166 non aveva mostrato segni di comportamento anomalo.
- Il distacco della paletta 79 IPT ha determinato gli ulteriori danni al propulsore, quelli all'aeromobile e quelli al suolo.
- I danneggiamenti al propulsore ESN 10166 hanno indotto vibrazioni e l'attivazione di numerosi messaggi EICAS.
- Il propulsore ESN 10166 è stato spento dall'equipaggio dopo 2'01" dall'insorgere del funzionamento anomalo del motore.
- L'ESN 10166 era un Trent 1000 *pack* "B" con palette IPT pre-modifica SB 72-H818.
- Le analisi metallurgiche successive all'evento hanno dimostrato che la paletta 79 IPT dell'ESN 10166 si è rotta per un meccanismo progressivo di corrosione-fatica.
- La genesi dell'innesco del fenomeno è stata inibita nelle palette IPT modificate cambiando gli elementi costituenti la lega, il tipo e le modalità di apposizione del *coating*.
- Per verificare l'efficacia della modifica, il produttore sta pro-attivamente rimuovendo dal servizio alcune palette per verificare l'assenza di cricche. Le palette post-modifica non hanno ad oggi mostrato difettosità associabili a quelle in discussione nella presente relazione.
- La profondità massima di cricca nelle IPTB dell'ESN 10166 è di 6,03 mm (paletta 79 distaccatasi).
- L'analisi delle altre palette IPT dell'ESN 10166 ha evidenziato come su ulteriori 84 palette fossero presenti cricche che non hanno dato luogo a rottura.

- Precedentemente al caso in discussione nella presente relazione si sono verificati, dal 2015, ulteriori 10 casi simili di distacco IPTB, rotte per un fenomeno progressivo di corrosione-fatica.
- L'analisi del modulo IPT dell'ESN 10140 ha evidenziato come 92 palette di tale modulo fossero interessate da cricche, con profondità massima dei danneggiamenti di 3,47 mm.
- Le palette IPT dei Trent 1000 *pack* "B" e "C" sono state assoggettate a vita prestabilita solo a seguito del settimo caso di rilascio IPTB (NMSB 72-AK186), poiché in tale evento il danneggiamento secondario al *drive arm* ha fatto temere il verificarsi di un possibile *hazardous engine effect*.
- La gestione dei distacchi di IPTB avvenuta in conformità ai principi di CAW ha consentito che avvenissero ulteriori eventi di distacco delle IPTB.
- La rottura della palette IPT 79 dell'ESN 10166 è avvenuta 200 cicli prima del limite previsto di 1410 fissato dal NMSB 72-AK186.
- L'ESN 10140 era anch'esso un Trent 1000 *pack* "B", con 103 cicli di funzionamento rimanenti rispetto al limite fissato dal NMSB 72-AK186.
- A valle dell'evento, anche in funzione delle raccomandazioni ANSV emesse in corso d'inchiesta, sono state intraprese azioni da parte del costruttore volte a limitare ulteriormente la vita dei motori pre-modifica e a disaccoppiare i motori pre-modifica installati sui singoli aeromobili. Le suddette azioni sono state rese esecutive dall'EASA.
- Il graduale *phase out* del motore pre-modifica è iniziato circa due anni e mezzo prima dell'evento del 10 agosto 2019 e la rimozione dei motori ancora in servizio è stata accelerata in conseguenza dell'evento in discussione.
- Dalla data dell'evento ad oggi non si sono verificati ulteriori eventi di rottura palette del motore Trent 1000.
- Non risulta presente nella CS-E una chiara definizione di *high energy debris*.
- La certificazione dei componenti aeronautici e il mantenimento dell'aeronavigabilità degli stessi si basa sulla prescrizione di valori massimi ammissibili di probabilità di verificarsi dell'evento negativo.
- In merito ai concetti cardine di mantenimento dell'aeronavigabilità, questi sono stati discussi ormai molti anni fa: il documento meno recente che l'investigazione ha potuto trovare in merito è l'Airworthiness Information Leaflet AD/IL/0092/1-7 del 19 novembre 1982. Tali concetti sono stati tramandati immutati fino all'AMC & GM for Part 21 Section A, Subpart A GM 21.A.3B(d)(4), paragrafi 2.1 e 2.2, attualmente applicabili a fronte di un sistema come quello dell'aviazione che è stato interessato da enormi cambiamenti

(tecnologici, gestionali, in termini di traffico aereo e di numerosità e densità di popolazione).

- Gli specifici valori massimi ammissibili di probabilità di verificarsi dell'evento negativo utilizzati nella CS-E oggi applicabile sono rimasti immutati da circa 40 anni (fonte meno recente JAR-E change 6 del 1981).
- Le prescrizioni di CAW hanno portato all'epoca del nono evento di rottura paletta IPT a un PNE di 4 ulteriori casi.
- La normativa FAA risulta speculare rispetto a quella EASA in termini dei valori numerici di valori massimi ammissibili di probabilità del verificarsi dell'evento negativo.
- Il rischio per il terzo sorvolato viene considerato in un documento, il CM-21.A-A-001 del 29 novembre 2018. Questo affronta l'argomento delle PDA relazionandolo a molteplici fattori, tutti poi comunque ricondotti ai valori massimi ammissibili di probabilità del verificarsi dell'evento negativo delle CS, assunti nello specifico come obiettivo di sicurezza da raggiungere per la definizione di cosa si intenda per *hazardous*. Tali valori massimi ammissibili di probabilità del verificarsi dell'evento negativo, oltre ad avere una definizione datata, sono esprimibili come un rateo di difettosità per ora di volo.
- 10 degli 11 eventi di distacco IPTB sono avvenuti in fase di decollo o salita.
- Nelle fasi di decollo e salita iniziale alcuni componenti dei motori sono più stressati: ciò rende più elevato il rischio che le PDA costituite da eventuali frammenti di palette turbina possano essere rilasciate sulla popolazione in tali fasi di volo.
- Il verificarsi del picco di stress subito dai motori aeronautici nelle fasi di decollo è indipendente dalla durata complessiva del volo.

3.2. CAUSE

L'inconveniente grave del Boeing B787-8 marche LN-LND è riconducibile al fattore tecnico. Nello specifico, il cedimento della paletta 79 dell'IPT è stato indotto da un fenomeno di rottura progressiva di corrosione-fatica, reso possibile da un *design* migliorabile della paletta.

Il distacco della suddetta paletta ha determinato i danneggiamenti alle altre parti del motore, all'aeromobile e ai beni presenti al suolo nella città di Fiumicino.

Hanno probabilmente contribuito al verificarsi dell'evento alcuni aspetti organizzativi di carattere normativo, nonostante l'accadimento di 10 precedenti casi analoghi avvenuti a partire dall'ottobre 2015:

- gli esiti della valutazione del rischio per il terzo sorvolato legato alle parti distaccatesi dagli aeromobili, riportata nel CM-21.A-A-001;

- l'assenza, a livello documentale, di una chiara e più comprensiva definizione di *high energy debris*;
- l'assenza di previsioni circa le modalità di revisione dei valori massimi ammissibili di probabilità del verificarsi dell'evento negativo applicati nelle CS e per la Part 21.

CAPITOLO IV

RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA

4. RACCOMANDAZIONI

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

4.1. RACCOMANDAZIONE ANSV-10/1147-19/4/I/21

Tipo della raccomandazione: SRUR/SRGC.

Motivazione: nel volo oggetto della presente relazione si è verificata l'espulsione di frammenti del motore all'esterno dello stesso. Nel dettaglio, la proiezione radiale delle parti è risultata contenuta all'interno del motore, mentre la proiezione assiale ha consentito che sulla città di Fiumicino cadessero circa 38,2 kg di parti, stimate in diverse centinaia di frammenti, ad elevata temperatura (TGT al verificarsi dell'avaria pari a 876 °C): tali frammenti rappresentano quanto nel CM-21.A-A-001 del 29 novembre 2018 viene definito come PDA. In merito alle PDA, il CM affronta in dettaglio la problematica con particolare riferimento al terzo sorvolato. Lo studio statistico presentato tiene conto di numerosi fattori e dei valori massimi ammissibili di probabilità del verificarsi dell'evento negativo impiegati per fini certificativi (assunti nello specifico come obiettivo di sicurezza da raggiungere per la definizione di cosa si intenda per *hazardous*). Il CM conclude che non ci sono, allo stato attuale e a lungo termine, *unsafe condition* per la popolazione al suolo. Tale determinazione risultava avvalorata dall'assenza di casi di persone decedute o ferite gravemente dovuti a PDA.

La *review* del CM effettuata dall'ANSV a valle dell'evento in esame ha permesso tuttavia di evidenziare come lo studio legghi l'esposizione al rischio del terzo sorvolato ai valori massimi ammissibili di probabilità del verificarsi dell'evento negativo assunti per i principi certificativi; questi, essendo ratei di difettosità orari, sono fondamentalmente legati alla durata dei voli. Ciò appare fortemente discutibile, in quanto l'esposizione al rischio di PDA per le popolazioni che vivono nei pressi degli aeroporti risulterebbe meglio valutata se calcolata sul numero di decolli. Inoltre, nel CM si prende in considerazione una densità di popolazione media, non tenendo conto che l'esposizione al rischio di PDA per coloro i quali vivono in prossimità degli aeroporti è ragionevolmente maggiore, specialmente considerando che tipicamente i motori sono più stressati nelle fasi di decollo e salita iniziale. Ciò già vale senza considerare che la popolazione europea tenderà ancora ad aumentare, agglomerandosi attorno

ai centri urbani. Tali aspetti evidenziano una criticità nello studio in ordine ai rischi cui è sottoposta la popolazione al suolo e farebbero ritenere auspicabile un approfondimento che tenga conto di valori più conservativi di esposizione, in funzione delle varie tipologie di evento che si possano verificare.

Destinataria: EASA.

Testo: si raccomanda di considerare l'opportunità di approfondire la valutazione inerente al rischio per la popolazione al suolo di essere colpita da PDA, tenendo conto delle specificità legate a ciascuna fase di volo, calcolandole nel modo più conservativo a vantaggio del miglioramento della sicurezza del volo. In tale contesto particolare attenzione dovrebbe essere rivolta alla popolazione che vive in prossimità degli aeroporti.

Gli esiti di tale rivisitazione dovrebbero essere tenuti in conto nei futuri requisiti certificativi.

4.2. RACCOMANDAZIONI ANSV-11/1147-19/5/I/21 e ANSV-11/1147-19/6/I/21

Tipo della raccomandazione: SRUR/SRGC.

Motivazione: durante il volo in esame si è verificata l'espulsione di frammenti del motore all'esterno dello stesso. Nel dettaglio, la proiezione radiale delle parti è risultata contenuta all'interno del motore, mentre la proiezione assiale non è stata contenuta. Si considerano certamente frammenti ad alta energia quelli proiettati radialmente. Tuttavia, la CS-E, pur chiarendo che grandi parti rotanti siano da considerarsi frammenti ad alta energia, nel contempo non esclude che ce ne possano essere di altro tipo. In effetti, nel caso in esame, le parti proiettate assialmente hanno comportato danni all'aeromobile, il quale, per la rimessa in efficienza, è stato sottoposto a numerosi interventi di manutenzione e a diverse ispezioni. Inoltre, i frammenti, certamente ad una temperatura elevata e in grado di provocare ustioni (al momento dell'avaria la TGT registrata era di 876 °C), sono precipitati su di un centro abitato, producendo danni a veicoli e abitazioni. Pertanto, solo per un caso fortuito non ci sono stati feriti. Questo porterebbe a definire tale situazione come una *unsafe condition*, indotta da un *hazardous engine effect* per il quale la probabilità di verificarsi dovrebbe essere al di sotto di 10^{-7} per ora di volo. Tuttavia, nella CS-E non è presente una chiara definizione di *hazardous engine effect*. Al riguardo, vi è un elenco di quanto dovrebbe necessariamente essere considerato tale [CS-E 510 (g)(2)]:

- «(i) Non-containment of high-energy debris;
- (ii) Concentration of toxic products in the Engine bleed air for the cabin sufficient to incapacitate crew or passengers;
- (iii) Significant thrust in the opposite direction to that commanded by the pilot;
- (iv) Uncontrolled fire;
- (v) Failure of the Engine mount system leading to inadvertent Engine separation;
- (vi) Release of the Propeller by the Engine, if applicable;
- (vii) Complete inability to shut the Engine down.»

L'evento oggetto di inchiesta in cui è avvenuta la proiezione assiale di frammenti ad alta temperatura potrebbe essere ricompreso nel predetto punto (i). Tuttavia, questo è tradizionalmente associato alle parti espulse radialmente: ciò è reso possibile dal fatto che nella CS-E non è presente una definizione univoca di *high energy debris*. Infatti, nella AMC E 510 (d)(iii) si riporta quanto segue:

«Uncontained debris cover a large spectrum of energy levels due to the various sizes and velocities of parts released in an Engine Failure. The Engine has a containment structure which is designed to withstand the consequences of the release of a single blade (see CS-E 810(a)), and which is often adequate to contain additional released blades and static parts. The Engine containment structure is not expected to contain major rotating parts should they fracture. Discs, hubs, impellers, large rotating seals, and other similar large rotating components should therefore always be considered to represent potential high-energy debris.»

Pertanto, risulta chiaro cosa sia sempre da considerarsi come *high energy debris*, mentre non è esclusa la possibilità che una parte ad alta temperatura espulsa assialmente possa essere un *high energy debris*.

Inoltre, se da un lato è chiaro che si richieda al motore di contenere potenziali proiezioni radiali di palette, dall'altro non si esclude che la definizione di *uncontained* possa essere applicata a componenti proiettati assialmente. A tal proposito, si rileva una discrepanza con la normativa americana (AC33.75), la quale, mantenendo linee guida simili a quelle sopra riportate per la definizione di *high energy debris*, aggiunge quanto segue:

«Uncontained blades from a multiple blade release are typically considered low energy fragments because their energy has been significantly reduced in defeating the containment structure. These events may typically be considered major engine effects. However, the release of significant numbers of blades (for example, corn-cobbed rotors) will likely include fragments exiting with high energy, and would therefore result in a hazardous engine effect.»

In merito ai *minor engine effects*, di seguito la definizione presente nella CS-E 510 (g)(1):

«An Engine Failure in which the only consequence is partial or complete loss of thrust or power (and associated Engine services) from the Engine must be regarded as a Minor Engine Effect.»

Sulla base degli estratti di cui sopra tutti i 10 casi che hanno preceduto quello dell'evento in esame sono stati classificati *minor*. Tale classificazione è stata molto probabilmente resa possibile dall'assenza di una chiara definizione di *high energy debris* e quindi da una gestione degli eventi tale da considerare potenzialmente un rischio inferiore rispetto a quello reale. In tale contesto è importante evidenziare che l'undicesimo caso di rottura IPTB è avvenuto dopo che il produttore aveva già posto in essere misure ancora più cautelative. In dettaglio, dopo l'investigazione sull'ESN 10231, la flotta è stata gestita in modo da mitigare la possibilità che si potesse verificare l'evento *hazardous* di *overspeed* e rottura del primo stadio LPT. Nonostante ciò, in conseguenza dell'evento in esame, il produttore ha emesso l'Alert NMSB TRENT 1000 72-AK186 rev. 3 ed EASA lo ha reso obbligatorio con l'AD 2019-0261.

Appare pertanto necessario fornire una più chiara e completa definizione di *high energy debris*, consentendo una più immediata valutazione della gravità degli eventi, i quali devono essere analizzati non soltanto in funzione dei danni effettivi/potenziali all'aeromobile, ma anche di quelli effettivi/potenziali rispetto al terzo sorvolato.

Destinatari: EASA (ANSV-11/1147-19/5/I/21), FAA (ANSV-11/1147-19/6/I/21).

Testo: si raccomanda di rivalutare il testo della CS-E e della AC33.75 in modo da fornire una definizione il più completa possibile di *high energy debris* in cui sia incluso quanto possa costituire un rischio non soltanto per l'aeromobile ed i relativi occupanti, ma anche per il terzo sorvolato nelle varie fasi del volo. In tale contesto particolare attenzione dovrebbe essere rivolta alla popolazione che vive in prossimità degli aeroporti.

4.3. RACCOMANDAZIONI ANSV-12/1147-19/7/I/21 e ANSV-12/1147-19/8/I/21

Tipo della raccomandazione: SRUR/SRGC.

Motivazione: nel volo oggetto della presente relazione si è verificata l'espulsione di frammenti del motore all'esterno dello stesso. Ciò è avvenuto per un fenomeno di corrosione-fatica innescatosi a causa di un *design* migliorabile in termini di lega e *coating* delle palette IPT.

La proiezione radiale delle parti è risultata contenuta all'interno del motore, mentre la proiezione assiale non è stata contenuta. Il mantenimento dell'aeronavigabilità è basato su valori massimi ammissibili di probabilità del verificarsi dell'evento negativo e manovre correttive bilanciate in funzione della problematica e della vita effettiva degli apparati. Tuttavia, i valori massimi ammissibili di probabilità del verificarsi dell'evento negativo impiegati attualmente in ambito certificativo e di mantenimento dell'aeronavigabilità per i motori sono stati definiti più di 40 anni fa.

Tenendo in considerazione le statistiche che riguardano incidenti e inconvenienti si rileva comunque che, pur mantenendo immutati i valori massimi ammissibili di probabilità del verificarsi dell'evento negativo, globalmente il *trend* degli incidenti aerei dell'aviazione commerciale è diminuito nel tempo: in particolare, rispetto agli albori dell'aviazione il fattore tecnico è sempre meno la causa principale di un incidente o inconveniente grave. Questo anche perché, indipendentemente dai valori massimi ammissibili di probabilità del verificarsi dell'evento negativo prescritti, la pratica industriale ha comunque portato a progettare e realizzare apparati più affidabili con risultati che, di fatto, solitamente eccedono i requisiti delle CS.

Tuttavia, nell'ottica di un continuo miglioramento, vanno considerati anche i seguenti aspetti.

- a) Potrebbe verificarsi il caso in cui, per difetto di *design* o di processo produttivo, l'affidabilità di un componente sia inferiore al normale standard industriale con cui vengono rilasciati oggi i prodotti. Nel contempo, il medesimo componente potrebbe comunque garantire il rispetto dei valori massimi ammissibili di probabilità del verificarsi dell'evento negativo prescritti dalle CS e dalle linee guida di CAW. Il risultato sarebbe un componente considerato aeronavigabile, ma, di fatto, con un livello di affidabilità la cui idoneità sia stata sancita con uno standard obsoleto (nel caso dei motori almeno 40 anni fa); questa affidabilità non è in linea con gli standard medi che realisticamente è possibile offrire oggi dato il progresso tecnologico avvenuto nel mentre (*introduction of rational performance requirements*²⁰). All'epoca del nono evento di rottura paletta IPT, il PNE ammissibile era pari a ulteriori 4 casi.
- b) Spesso il fattore tecnico rappresenta una concausa degli eventi o fattore contributivo; conseguentemente, un componente più affidabile, talvolta, potrebbe comunque bloccare la catena degli eventi prima che si manifestino altri fattori. Ad esempio, potrebbe verificarsi che su di un aeromobile bimotore, in caso di avaria ad uno dei motori, l'equipaggio esegua erroneamente l'IFSD dell'unico propulsore funzionante. Il risultato finale sarebbe un evento riconducibile al fattore umano (IFSD del motore funzionante al posto di quello difettoso). Tuttavia, se il motore che ha registrato una problematica tecnica in volo avesse garantito una maggiore affidabilità, avrebbe, *ab origine*, interrotto la catena degli eventi. Pertanto, una maggiore affidabilità dei componenti porterebbe ad un incremento di *safety* anche in incidenti/inconvenienti nei quali il fattore tecnico sia presente nella catena degli eventi, ma la causa finale sia individuabile nel fattore umano.
- c) Benché nel 2020 e nei primi mesi del 2021 il traffico del trasporto aereo sia generalmente calato per via della pandemia da COVID-19, si può ragionevolmente assumere che il traffico aereo tornerà ad aumentare negli anni a venire. Questo comporterà che, mantenendo immutata la *baseline* certificativa dei valori massimi ammissibili di probabilità del verificarsi dell'evento negativo, l'affidabilità dei componenti potrebbe non migliorare di pari passo con l'aumento del traffico aereo. Se ciò avvenisse, si potrebbe verificare un numero maggiore di incidenti/inconvenienti in cui il fattore tecnico sia causa dell'evento o presente nella catena degli eventi.
- d) Dall'epoca in cui furono stabiliti i valori massimi ammissibili di probabilità del verificarsi dell'evento negativo, la popolazione, in particolare quella europea, è aumentata: ciò rende

²⁰ UK CAA, *Airworthiness Information Leaflet AD/IL/0092/1-7*, 19 novembre 1982; medesimo testo nell'ultima versione dell'AMC & GM for Part 21 Section A Subpart A, GM 21.A.3B(d)(4), paragrafi 2.1 e 2.2 attualmente applicabili.

maggiore, di quanto non lo fosse originariamente, il rischio, in caso di avaria, di danni a terzi in superficie prodotti da una PDA.

- e) Indipendentemente dai punti a, b, c, d, sembra evidente che dopo tanto tempo sia tecnologicamente possibile esigere prestazioni in termini di affidabilità minima migliori rispetto a quelle richieste dalle CS; in particolare, per quanto concerne i motori, queste prestazioni sono rimaste immutate, in termini di valori massimi ammissibili di probabilità del verificarsi dell'evento negativo, da almeno 40 anni.

Per quanto sopra, a mente delle statistiche di incidenti e inconvenienti, del traffico aereo effettivo e dei limiti tecnologici basati sullo stato dell'arte, sembrerebbe opportuno revisionare periodicamente la validità dei valori massimi ammissibili di probabilità del verificarsi dell'evento negativo, settando limiti raggiungibili e nel contempo coerenti con lo stato dell'arte aggiornato. Questo avrebbe una diretta ricaduta positiva in termini di prevenzione di tutti quegli eventi in cui vi sia presenza di fattore tecnico come causa/concausa/fattore contributivo.

Destinatari: EASA (ANSV-12/1147-19/7/I/21), FAA (ANSV-12/1147-19/8/I/21).

Testo: a mente delle statistiche di incidenti e inconvenienti, del traffico aereo effettivo e dei limiti tecnologici basati sullo stato dell'arte, si raccomanda di revisionare periodicamente la validità dei valori massimi ammissibili di probabilità del verificarsi dell'evento negativo impiegati nelle CS e nella Part 21 (normativa FAA: AC25 25.1309-1A, AC33-75, AC39-08), stabilendo chiaramente i criteri per determinarli. Ciò con la finalità di aumentare la sicurezza, fissando limiti raggiungibili e nel contempo coerenti con lo stato dell'arte aggiornato.

ELENCO ALLEGATI

Allegato “A”: CAA, Airworthiness Information Leaflet AD/IL/0092/1-7 datato 19 novembre 1982.

Allegato “B”: CM-21.A-A-001 Issue 01 del 29 novembre 2018.

Allegato “C”: EASA, AD 2019-0261.

Nei documenti riprodotti in allegato è salvaguardato l'anonimato delle persone coinvolte nell'evento, in ossequio alle disposizioni dell'ordinamento vigente in materia di inchieste di sicurezza.

Civil Aviation Authority

Airworthiness Division

AIRWORTHINESS INFORMATION LEAFLET

Ref AD/IL/0092/1-7

Date 19th November 1982

Author's Initials LJWH/GLG

This Leaflet will not necessarily be kept up to date by reissues

SUBJECT TITLE DEFECT CORRECTION - SUFFICIENCY OF PROPOSED CORRECTIVE ACTION

PURPOSE This Leaflet provides guidelines to assist in establishing rectification campaigns to remedy discovered defects.

REFERENCES

1 STATUS OF LEAFLET

This Information Leaflet contains guidance material of a general nature, not intended to be regarded as binding in specific cases, but, by being used in conjunction with engineering judgement, to aid airworthiness engineers in reaching decisions in the state of technology at the material time.

2 INTRODUCTION

2.1 Over the years, target airworthiness risk levels underlying airworthiness requirements have developed on the basis of traditional qualitative airworthiness approaches; they have been given more precision in recent years by being compared with achieved airworthiness levels (judged from accident statistics) and by the general deliberations and discussions which accompanied the introduction of rational performance requirements, and more recently, the Safety Assessment approach in requirements. Although the target airworthiness risk level tends to be discussed as a single figure (a fatal accident rate for airworthiness reasons of not more than 1 in 10,000,000 flights/flying hours for large aeroplanes)

it has to be recognised that the requirements when applied to particular aircraft types will result in achieved airworthiness levels at certification lying within a band around the target level and that thereafter, for particular aircraft types and for particular aircraft, the achieved level will vary within that band from time to time.

- 2.2 The achieved airworthiness risk levels can vary so as to be below the target levels, because it is difficult if not impossible to design to the minimum requirements without being in excess of requirements in many areas; also because aircraft are not always operated at the critical conditions (e.g. aircraft weight, eg position and operational speeds; environmental conditions - temperature, humidity, degree of turbulence). The achieved level may vary so as to be above the target level because of undetected variations in material standards or build standards, because of design deficiencies, because of encountering unforeseen combinations of failures and/or combinations of events, and because of unanticipated operating conditions or environmental conditions.
- 2.3 There is now a recognition of the need to attempt to monitor the conditions which tend to increase the level and to take appropriate corrective action when the monitoring indicates the need to do so in order to prevent the level rising above a predetermined "ceiling".
- 2.4 Equally the CAA has a duty in terms of providing the public with aviation services and therefore must balance the acceptability of any potential variation in airworthiness level against the penalties associated with curtailment or even removal (by "grounding") of aviation services.
- 2.5 Thus, the purpose of this Leaflet is:-
 - (a) to postulate basic principles which should be used to guide the course of actions to be followed so as to maintain an adequate level of airworthiness risk after a defect has occurred which, if uncorrected, would involve a potential significant increase of the level of risk for an aircraft type.
 - (b) for those cases where it is not possible fully and immediately to restore the normal level of airworthiness risk by any possible alleviating action such as an inspection or limitation, to state the criteria which should be used in order to assess the residual increase in risk and to limit it to an appropriate small fraction of the mean airworthiness through life risk.

3 DISCUSSION

- 3.1 Several parameters are involved in decisions on safety matters. In the past the cost of proposed action has often been compared with the notional 'risk cost', i.e. the cost of a catastrophe multiplied by its probability of occurrence.
- 3.2 This can be a useful exercise, but it must be held within the constraint of acceptable airworthiness risk levels, i.e. within airworthiness risk targets which represent the maximum levels of risk with which an aircraft design must comply i.e. in the upper part of the 'band'. Currently for large aeroplanes the mean airworthiness risk level is set at a catastrophe rate for airworthiness reasons of not more than one in every ten million flights/flying hours. The constraint is overriding in that any option which could be permitted on risk cost considerations, or other grounds, is unacceptable if it leads to significant long-term violation of this safety requirement.
- 3.3 While it should clearly be the objective of all to react to and eliminate emergency situations i.e. those involving a potentially significant increase of airworthiness risk levels, without unreasonable delay, an Authority must be able finally to rule on what is a minimum acceptable campaign programme. It has therefore seemed desirable to devise guidelines to be used in judging whether a proposed campaign of corrective actions is sufficient in airworthiness terms, and clearly this ought to be based on determining the estimation of the achieved airworthiness risk levels for the aircraft and passengers during any periods of corrective action and comparing them with some agreed target.
- 3.4 Obviously during periods of corrective action, not being instantaneous (unless by grounding), there must be potentially an increase in the achieved airworthiness risk level possibly to and, without controls, even above the higher part of the 'band', and the amount by which the level is above the mean target figure, and the period for which it should be allowed to continue, has been a matter of some arbitrary judgement.
- 3.5 It would appear desirable to try to rationalise this judgement. For example, if an aircraft were to spend 10% of its life at a level such that the risk of catastrophe was increased by an order of magnitude, the average rate over its whole life would be doubled. It is suggested this would offend the public intent. A more suitable criterion is perhaps one which would allow an average increase in risk of, say one third on top of the basic design risk when spread over the whole life of the aircraft an amount which would probably be acceptable within the concept (See Figure 1). It would then be possible to regard the 'through life' risk to an aircraft - e.g. a mean airworthiness target of

not more than one airworthiness catastrophe per 10^7 hours *, as made up of two parts, the first being $\frac{3}{4}$ of the total and catering for the basic design risks and the other being $\frac{1}{4}$ of the total, forming an allowance to be used during the individual aircraft's whole life for unforeseen campaign situations such as described above.

- 3.6 It is suggested that it would be prudent to plan as if a total of ten such occasions might arise during the life of the aircraft.
- 3.7 Using these criteria, there could then be during each of these emergency periods (assumed to be ten in number) a risk allowance, contributed by the campaign alone of:

- 1×10^{-7} for 2.5% of the aircraft's life; or
- 5×10^{-7} for 0.5% of the aircraft's life; or
- 10×10^{-7} for 0.25% of the aircraft's life; or
- 100×10^{-7} for 0.025% of the aircraft's life etc.

without exceeding the agreed 'allowance' set aside for this purpose.

- 3.8 Thus a 'reaction table' can be created as indicated in Table 1 (the last column assuming an aircraft life of 40,000 hours and an annual utilisation of 3000 hours per annum) showing the flying or calendar time within which a defect must be corrected if the suggested targets are to be met.

Table 1

Estimated catastrophe rate to aircraft due to the defect under consideration (per a/c hour)	Necessary reaction time for each aircraft at risk (hours)	On a calendar basis
10^{-7}	1000	4 months
5×10^{-7}	200	1 month
10×10^{-7}	100	1 Week
100×10^{-7}	10	Return to base

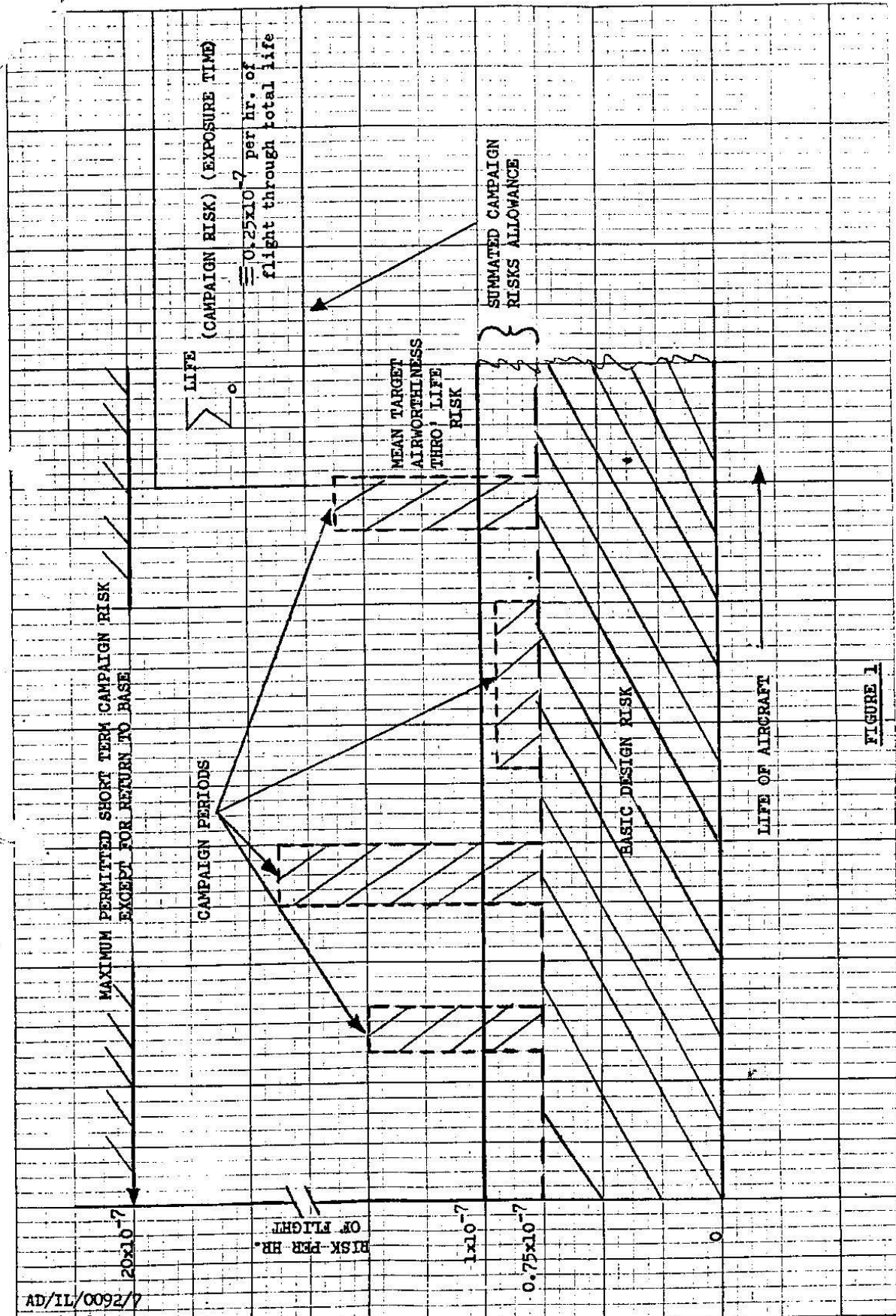
* While the main principles of this Information Leaflet could be applied to small private aeroplanes, helicopters, etc. the numerical Values chosen for illustration are appropriate to large aeroplanes for public transport.

- 3.9 These principles may be applied to a single aircraft or a number of aircraft of a fleet but in calculating risk, all the risk must be attributed to those aircraft which may carry it, and must not be diluted by including other aircraft in the fleet which are known to be free of risk. (it is permissible to spread the risk over the whole fleet when a source is known to exist without knowing where). Where a fleet of aircraft is involved Column 2 may be interpreted as the mean time to rectification and not the time to the last one.
- 3.10 There is one further constraint. However little effect a situation may have on the 'whole life' risk of an aircraft, the risk must not be allowed to reach too high a level for any given flight. Thus while a very high risk could be tolerated for a very short period without unacceptable degradation of the overall airworthiness target, the few flights involved would be exposed to a quite unacceptable level of risk. It is therefore proposed that Table 1 should have a cut-off at the 20×10^{-7} level so that no flight carries a risk greater than 20 times the target. At this level the defect is beginning to contribute a greater likelihood of catastrophe than that from all other causes, including non-airworthiness causes, put together. If the situation is worse than this, grounding appears to be the only alternative with possibly specially authorised high risk ferry flights to allow the aircraft to return to base empty.
- 3.11 It will be seen that the above suggestions imply a probability of catastrophe from the campaign alone of 1/10,000 per aircraft during each separate campaign period.
- 3.12 It should also be noted that in assessing campaign risks against the 'design risk', an element of conservatism is introduced, since the passenger knows only 'total risk' (i.e. airworthiness plus operations risks) and the fatal accident rate for all reasons is an order of magnitude greater than that for airworthiness reasons only (i.e. 10^{-6} as against 10^{-7}). The summated campaign risk allowance as proposed by this Information Leaflet is therefore quite a small proportion of the total risk to which a passenger is subject. When operating for short periods at the limit of risk proposed (20×10^{-7}) the defect is however contributing more risk than all other causes added together.

4 GUIDELINES

- 4.1 The above would lead to the following guidelines for a rectification campaign to remedy a discovered defect without grounding the aircraft -
- (i) Establish all possible alleviating action such as inspections, crew drills, route restrictions, other limitations.
 - (ii) Identify those individual aircraft which are exposed to the residual risk, after compliance has been established with (i).

- (iii) Using reasonably cautious assumptions, calculate the likely catastrophic rate for each aircraft carrying the risk.
 - (iv) Compare the speed with which any suggested campaign will correct the deficiency with the time suggested in Table 1. The Table must not be used beyond the 20×10^{-7} level, except for specially authorised flights.
- 4.2 It must be stressed that the benefit of these guidelines will be to form a datum for what is considered to be the theoretically maximum reaction time. A considerable amount of judgement will still be necessary in establishing many of the input factors and the final decision may still need to be tempered by non-numerical considerations, but the method proposed will at least provide a rational 'departure point' for any exercise of such judgement.
- 4.3 It is not intended that the method should be used to avoid quicker reaction times where these can be accommodated without high expense or disruption of services.





Certification Memorandum

PARTS DETACHED FROM AEROPLANES

EASA CM No.: CM-21.A-A-001 Issue 01 issued 29 November 2018

Regulatory requirement(s): 21.A.3B(b), AMC& GM 21.A.3B(b)

In accordance with the EASA Certification Memorandum procedural guideline, the European Aviation Safety Agency proposes to issue an EASA Certification Memorandum (CM) on the subject identified above. All interested persons may send their comments, referencing the EASA Proposed CM Number above, to the e-mail address specified in the “Remarks” section, prior to the indicated closing date for consultation.

EASA Certification Memoranda are intended to provide guidance on a particular subject and, as non-binding material, may provide interpretative material. Certification Memoranda are provided for information purposes only and must not be misconstrued as formally adopted Acceptable Means of Compliance (AMC) or as Guidance Material (GM). Certification Memoranda are not intended to introduce new certification requirements or to modify existing certification requirements and do not constitute any legal obligation.



Log of issues

Issue	Issue date	Change description
01	29.11.2018	First issue

Table of Content

Log of issues 2

Table of Content..... 2

1. Introduction 3

 1.1. Purpose and scope 3

 1.2. Abbreviations..... 3

 1.3. Definitions 4

2. Background 4

3. EASA Certification Policy..... 5

 3.1. Objective..... 5

 3.2. SCENARIO 1: Damage to the aeroplane itself 5

 3.3. SCENARIO 2: People on ground..... 7

 3.4. SCENARIO 3: Damage to other aeroplanes/parts on the runway 8

4. Conclusion..... 9

5. Remarks..... 9



1. Introduction

1.1. Purpose and scope

The purpose of this Certification Memorandum is to provide specific guidelines, limited to large aeroplanes, for evaluating whether an unsafe condition exists in Parts Departed from Aeroplanes events, hereafter referred to as ‘PDA’. These guidelines can be applied by European DA holders.

This CM attempts to clarify how the Part 21 AMC that provides the definition of unsafe conditions should be interpreted when a case of PDA occurs.

Additionally, this CM provides harmonisation with the FAA on their draft policy PS-ANM-25-23 ‘Risk to Persons on the Ground from Objects Falling off Transport Category Airplanes’ published by the FAA for comments in 2017.

1.2. Abbreviations

AIAA	American Institute of Aeronautics and Astronautics
AIA	Aerospace Industries Association
AMC	Acceptable Means of Compliance
CAAM	Continued Airworthiness Assessment Methodologies
CAT	Catastrophic
CM	Certification Memorandum
CS	Certification Specification
CVR	Cockpit Voice Recorder
DA	Design Approval
DFDR	Digital Flight Data Recorder
EASA	European Aviation Safety Agency
ELT	Emergency Locator Transmitter
FAA	Federal Aviation Administration
FH	Flight Hours
FOD	Foreign Object Damage
GM	Guidance Material
HAZ	Hazardous
PDA	Parts Departed from Aeroplanes



1.3. Definitions

PDA	In the context of this certification memorandum, parts detached from the aeroplane with no or low initial relative speed to the aeroplane.
-----	--

2. Background

EASA shall issue airworthiness directives to correct any unsafe condition that is likely to exist, in accordance with Part 21.A.3B(b).

In the framework of Continued Airworthiness, PDA represent recurrent events whose consequences may lead to unsafe conditions.

The objective of the CM is to provide criteria to determine whether each potential PDA identified for an aeroplane model is an unsafe condition or not.

As per AMC 21.A.3B(b), an unsafe condition exists if there is factual evidence [...] that:

(a) An event may occur that would result in fatalities, usually with the loss of the aeroplane(s), or reduce the capability of the aircraft or the ability of the crew to cope with adverse operating conditions to the extent that there would be:

- (i) A large reduction in safety margins or functional capabilities, or*
- (ii) Physical distress or excessive workload such that the flight crew cannot be relied upon to perform their tasks accurately or completely, or*
- (iii) Serious or fatal injury to one or more occupants*

unless it is shown that the probability of such an event is within the limit defined by the applicable certification specifications, or

(b) There is an unacceptable risk of serious or fatal injury to persons other than occupants, or [...]

PDA can be very different in their nature and location: doors, access panels, fairings, engine cowlings, fasteners, lights etc. may be involved, therefore determining whether an unsafe condition exists is not always straightforward. There are three main categories of potential consequences following PDA events that can be foreseen:

1. Damage and/or reduced functionality of the aeroplane (wing, fuselage, horizontal or vertical stabilizer structures, engine ingestion, control and other systems) potentially causing injuries to its occupants.
2. Injuries to people on the ground.
3. Damage to other aeroplane(s) (e.g. PDA encountered on runways) potentially causing injuries to its occupants.

As quoted above, the risk to the aeroplane and its occupants is covered by AMC 21.A.3B(b), paragraph (a), and further guidance is provided in GM 21.A.3B(b). The risk of injuring people on the ground or in other aeroplane(s) is addressed by AMC 21.A.3B(b), paragraph (b), according to which an unsafe condition exists when there is an ‘unacceptable risk’ of serious or fatal injury to persons other than occupants.

However, the word ‘unacceptable’ does not bound specific scenarios, and is open to interpretation, as no further guidance is provided in the AMC or GM to Part 21.



3. EASA Certification Policy

3.1. Objective

The objective of this CM is to provide guidance, limited to large aeroplanes, for evaluating whether each potential PDA event identified for an aeroplane model is, or is not, an unsafe condition.

The three main potential consequences of a PDA event, identified in Section 2, have been analysed in terms of their severity and probability of occurrence following a ‘CS 25.1309-like’ approach. They are assessed in Sections 3.2 to 3.4, and the conclusion is provided in Section 4.

This CM may be used only to assess PDA events in the framework of Continued Airworthiness. Although some PDA scenarios mentioned in this CM could be acceptable based on the observed rate of parts loss per FH, in general, the loss of parts should be prevented as much as possible.

This CM does not contradict certain accepted Initial Airworthiness requirements that address scenarios in which parts are assumed to fail and to depart from the aeroplane (e.g. fan blade loss, landing gear separation).

This CM covers the cases of parts that become detached from the aeroplane with no or low initial relative speed to the aeroplane.

Cases such as high energy rotating parts departing from the engine, or the inadvertent ejection of an ELT, or a DFDR/CVR, are therefore outside the scope of this CM.

3.2. SCENARIO 1: Damage to the aeroplane itself

In the case of a PDA, an unsafe condition can be caused by a direct effect of the detached part on the aeroplane, i.e. the loss of the function that this part provides; or by an indirect effect on the aeroplane, i.e. an impact on other zones of the aeroplane.

Concerning the direct effects of the PDA on the aeroplane itself, an assessment must show that the aeroplane functions compromised by the missing PDA, and the occupants of the aeroplane, are not adversely affected up to the point of experiencing an unsafe condition due to the loss of the part, following the guidance of GM 21.A.3B(b).

Similarly, concerning the indirect effects of the PDA on the aeroplane itself, an assessment must show that the potential impact of the part on other parts of the aeroplane does not cause an unsafe condition for the aeroplane.

In order to conclude that a potential unsafe condition, based on the hazard, is not unsafe based on the level of risk, it has to be shown, for both effects, that they meet the proper associated safety objectives. As per AMC 25.1309, any failure condition that would result in multiple fatalities, usually with the loss of the aeroplane, is classified as catastrophic (CAT). In addition, as per AMC 25.1309, any failure condition that would result in serious or fatal injury to a relatively small number of the occupants other than flight crew, is classified as Hazardous (HAZ). The safety objective associated with a CAT event is satisfied if the probability of occurrence per FH is less than $1E-9$. The safety objective associated with a HAZ event is satisfied if the probability of occurrence per FH is less than $1E-7$. There are other cases for which the severity of the event can be different.

The probability of a PDA impacting the aeroplane(s) depends on the trajectory that the released part follows, and the potential damage that a PDA impacting the aeroplane can cause depends on the force with which it may impact the aeroplane. The trajectories cannot be easily predicted, whereas the impact energy may be conservatively estimated.



For this potential risk, engineering judgement represents the most reasonable approach to be adopted. The location of the part in the aeroplane, its weight, size, and shape, and the configuration of the aeroplane are important parameters in order to identify the existence or not of an unsafe condition.

The combination of the trajectory of the part, the orientation of the part, and its impact energy should therefore be considered when assessing the side effects of PDA. The following aspects may be taken into account:

- A. Trajectory of the detached part. Predicting the exact trajectories of detached parts is not generally possible, however some acceptable assumptions are that:
- relatively light parts that do not behave as lifting surfaces may follow trajectories similar to the streamlines along the aeroplane;
 - parts that behave as lifting surfaces (like panels or undercarriage doors) will not follow the streamlines along the aeroplane;
 - non-lifting high-mass lost parts may not present a risk of hitting the aeroplane if the trajectory is mainly determined by gravity, or if the starting location on the aeroplane is such that the detached part is unlikely to impact the aeroplane;
 - the results of a statistical analysis of existing in-service data may be acceptable.
- B. Damage to the impacted area. The potential damage depends on the energy of the detached part, the impact angle, the geometrical and material properties of the detached part, and on the characteristics of the impacted area itself. Conventional analysis is sufficient in most cases. Detailed dynamic modelling may not be required. The following steps may be accepted:
- An estimation of the impact energy based on the mass and the maximum relative impact speed of the detached part;
 - An estimation of the impact angle and the worst orientation of the part;
 - An estimation of the worst possible extent of the damage;
 - Statistical analysis or in-service data used to substantiate the likelihood of a certain level of damage.

In general, the maximum energy of impact of a detached part can be conservatively estimated by considering the maximum estimated relative speed of the part and its mass. This is a conservative estimation, since the relative speed of the part is dependent on the drag coefficient of the PDA during its travel from the departure point to the impact point.

In-service experience: the results of a search into historical data going back to 1990, available at EASA, show that all the occurrences involving PDA have always been completed with uneventful landings and without any serious or fatal injuries for the occupants.

Note: some approval holders may wish to use existing bird strike compliance demonstrations as part of their assessment. As the impact dynamics for a bird versus a part impacting an aeroplane are generally different in terms of their densities, body shapes and consistencies, only a simple comparison of the energy level involved in the PDA event with the one defined in the bird strike requirements is not considered to be a sufficient substantiation for assuring that the impact will not prevent continued safe flight and landing.



3.3. SCENARIO 2: People on ground

PDA could produce serious or fatal injuries to people on the ground. The typical number of people hit by a part detached from an aeroplane can be assumed to be a small number. In the context of this CM, serious or fatal injuries to a person or a small number of people on the ground are considered to be events with hazardous consequences, extrapolating the severity definitions, as per AMC 25.1309, for people on the aeroplane to people who were not travelling on the aeroplane. Having a probability of occurrence that is lower than $1E-7/FH$ would therefore meet the safety objectives for a HAZ event, and hence, no unsafe condition would exist, as explained later in the text. This numerical threshold is in line with the EASA AMC 25.1309 safety objective associated with a Hazardous failure condition, which includes the possibility of ‘serious or fatal injuries to a relatively small number of people’.

Several methods can be adopted in order to quantify the likelihood of causing fatal injuries to the people on the ground associated with PDA, however for all of them, the variables to be adopted are generally common:

- The density of population, with reasonable correction factors related to time exposure and shielding such as being indoors and shielded by, for example, buildings, or being on a means of transportation;
- The size and weight of the aeroplane(s) part concerned.

The likelihood/probability of causing a fatal injury is expressed as the combination of:

- The likelihood of a PDA event;
- The likelihood of a person being hit by the PDA;
- The likelihood that, if hit by the PDA, there will be fatal consequences.

The probability of a person being fatally injured when hit by PDA is set to 1, as a conservative assumption.

The probability of a person being hit by PDA (where PDA is considered to be large debris) is strictly connected to the time exposure calculated using the density of the population and factors such as the exposed area per person during both day and night.

The aforementioned evaluation could be made less conservative by refining the analysis and considering the size/weight criteria.

Following the different methods, the result is that the probability of fatally hitting people is in the order of magnitude of $1E-3$ and, therefore, in order to meet a target of $1E-7$ occurrences-per-FH, the probability of losing a single part per FH would need to be less than $1E-4$.

Data retrieved from several large aeroplane manufacturers have been analysed. These data show a rate of loss of parts that is between $1E-6/FH$ and $1E-5/FH$, resulting in an overall risk to people on the ground that is substantially lower than the proposed objective. The analysed data comprise different types of large aeroplane (long range, regional and business jets), which represent more than 90% of the EASA certified flying fleet. These data show a level of homogeneity, suggesting that the results that were obtained can be representative of an average large aeroplane design and fleet.

The conclusion is that the likelihood of fatally injuring people on the ground due to a PDA event is conservatively estimated to be close to the objective set in CS 25.1309 for system failures with a catastrophic effect, i.e. $1E-9/FH$, and can therefore be considered to be acceptable regarding the probability objective of $1E-7/FH$ for impacting people on the ground. Furthermore, this is supported by the absence of any in-service events of people who were fatally injured as a consequence of PDA.

As a result, no unsafe condition has been identified for people on the ground from a quantitative point of view, or for the purpose of evaluating the need for mandatory corrective action.

In addition, an extrapolation of the parameters used in the assessment, together with the conservatism of some of the assumptions, confirms that this estimate will be valid in the mid and long-term.



A reassessment by the DA holder of a specific PDA case for a potential unsafe condition is expected when the loss of a specific part has a probability rate per FH that is significantly higher than the average probability rate, which is between 1E-6/FH and 1E-5/FH, as currently observed in the field.

3.4. SCENARIO 3: Damage to other aeroplanes/parts on the runway

A PDA, if lost on the runway, on a taxiway or in the airport area, may represent a threat to other aeroplanes (i.e. due to Foreign Object Damage - FOD). Statistics from field experience show that typically the areas that are most likely to be potentially damaged are aeroplane engines, tyres and wheels, causing economic impacts on maintenance costs, but usually with no significant impact on safety.

Nevertheless, depending on the damage that can be caused to another aeroplane, the severity may rise to CAT, and therefore the safety objective may be as low as 1E-9 occurrences per FH. As mentioned in Scenario #2, EASA has retrieved information from some European manufacturers on the parts lost, obtaining a rate of detached parts that is between 1E-6/FH and 1E-5/FH. Furthermore, considering the exposure time of the take-off and landing runs, the probability per FH of losing a part on the runway might be estimated to be about two orders of magnitude lower, i.e. between 1E-8 and 1E-7. This would mean hazardous outcomes would not be considered unsafe, but it is not possible to evaluate a priori the frequency of impacts on aeroplane or runway debris comprising PDA or the proportion of those events that may be catastrophic.

As a result, for this scenario, field experience remains the most valuable data on which to base a risk assessment.

In the recent history of European commercial air transport with aeroplanes that were certified under FAR/JAR/CS25, there have been non-catastrophic events that were caused by parts on the runway. For aeroplanes certified to earlier requirements, there is one record of an accident in which a part departed from an aeroplane with catastrophic results for a following aeroplane, although in that particular case it cannot be concluded that PDA was the sole contributor to the accident.

As a result of a quantitative assessment based on the above history, it can be concluded that the risk that PDA causes an accident to another aeroplane does not meet the criteria for an unsafe condition as defined in AMC 21.A.3B(b).

In terms of actions to address the threat from runway debris, in 2013, EASA published NPA 2013/02¹ that considered the need for new certification standards for protection of large aeroplanes against certain categories of threats, i.e. tyre and wheel failure, small engine debris and runway debris.

The Working Group involved in the preparation of the NPA reviewed existing threat models, outcomes of studies and in-service occurrences. With specific reference to runway debris (which may include PDA), the most frequent risk identified was damage to tyres and engines, the consequences of which were considered in the NPA to be adequately addressed by the proposed requirements to consider tyre, wheel and engine debris threats; subsequently introduced under CS 25.734 in CS-25 Amdt. 14. Of the other risks presented to aeroplanes by runway debris, no events were identified that caused injury. The working group considered that the protection afforded against tyre and wheel debris by the proposed requirements would also indirectly provide robustness and protection against runway debris thrown up by contact with the tyres. However, notwithstanding the potential safety benefits of the proposed threat models for wheel and tyre debris and engine debris, the NPA also recommended that airports improve FOD prevention as a complement to their current disposition of ICAO Annex 14.

As a result, in order to support the current satisfactory safety record and although the above assessment indicates an unsafe condition will not usually result from runway debris consisting of PDA, it is recommended

¹ <https://www.easa.europa.eu/document-library/notices-of-proposed-amendments/npa-2013-02>



that DA holders pay particular attention to preventing occurrences of PDA when the parts are prone to loss in the take-off and landing phases and of a nature that could cause tyre or engine damage.

A reassessment by the DA holder of a specific PDA case for a potential unsafe condition is expected when the loss of a specific part has a probability rate per FH that is significantly higher than the average probability rate, which is between $1E-6/FH$ and $1E-5/FH$, as currently observed in the field.

4. Conclusion

In PDA events, given the current observed rates of loss of parts per FH, the risk of injuries to persons on the ground or damage to other aeroplanes, under the assumptions taken for this analysis, do not constitute an unsafe condition as per 21.A.3B(b). No specific assessment for a potential unsafe condition is expected for these scenarios unless a specific part shows a rate of loss per FH that is significantly higher than the average PDA rate that is currently observed in the field. In this latter case, the DA holder is expected to reassess the situation and to report to EASA if it is considered to be potentially unsafe (i.e. if the rate of loss per FH of this individual part is such that the conclusions of this CM, in terms of the existence or not of a potential unsafe condition, are invalidated).

As a consequence, the main scenario that a DA holder is expected to address is the possibility of the existence of an unsafe condition as per AMC 21.A.3B(b), paragraph (a), i.e. the possibility that a part detached from an in-service aeroplane creates an unsafe condition for the aeroplane itself. For this, the guidelines provided in Section 3.2 of this text and GM 21.A.3B(b) are expected to be followed.

5. Remarks

1. Comments or suggestions regarding this EASA Proposed Certification Memorandum should be referred to the Certification Policy and Safety Information Department, Certification Directorate, EASA. E-mail CM@easa.europa.eu.
2. For any question concerning the technical content of this EASA Proposed Certification Memorandum, please contact:
 - Name, First Name: Scaramuzzino, Francesca
Function: *Junior PCM Large Aeroplanes*
Phone: +49 (0)221 89990 4259
E-mail: francesca.scaramuzzino@easa.europa.eu
 - Name, First Name: Garcia Nevado, Javier
Function: *Senior PCM - Continuing Airworthiness Large Aeroplane*
Phone: +49 (0)221 89990 4352
E-mail: javier.garcia-nevado@easa.europa.eu



EASA AD No.: 2019-0261



Airworthiness Directive

AD No.: 2019-0261

Issued: 18 October 2019

Note: This Airworthiness Directive (AD) is issued by EASA, acting in accordance with Regulation (EU) 2018/1139 on behalf of the European Union, its Member States and of the European third countries that participate in the activities of EASA under Article 129 of that Regulation.

This AD is issued in accordance with Regulation (EU) 748/2012, Part 21.A.3B. In accordance with Regulation (EU) 1321/2014 Annex I, Part M.A.301, the continuing airworthiness of an aircraft shall be ensured by accomplishing any applicable ADs. Consequently, no person may operate an aircraft to which an AD applies, except in accordance with the requirements of that AD, unless otherwise specified by the Agency [Regulation (EU) 1321/2014 Annex I, Part M.A.303] or agreed with the Authority of the State of Registry [Regulation (EU) 2018/1139, Article 71 exemption].

Design Approval Holder's Name:

ROLLS-ROYCE DEUTSCHLAND Ltd & Co KG

Type/Model designation(s):

Trent 1000 engines

Effective Date: 01 November 2019

TCDS Number(s): EASA.E.036

Foreign AD: Not applicable

Supersedure: This AD supersedes EASA AD 2019-0135 dated 11 June 2019.

ATA 72 – Engine – Intermediate Pressure Turbine Blades – Replacement

Manufacturer(s):

Rolls-Royce plc

Applicability:

Trent 1000-A, Trent 1000-A2, Trent 1000-AE, Trent 1000-AE2, Trent 1000-AE3, Trent 1000-C, Trent 1000-C2, Trent 1000-CE, Trent 1000-CE2, Trent 1000-CE3, Trent 1000-D, Trent 1000-D2, Trent 1000-D3, Trent 1000-E, Trent 1000-E2, Trent 1000-G, Trent 1000-G2, Trent 1000-G3, Trent 1000-H, Trent 1000-H2, Trent 1000-H3, Trent 1000-J2, Trent 1000-J3, Trent 1000-K2, Trent 1000-K3, Trent 1000-L2, Trent 1000-L3, Trent 1000-M3, Trent 1000-N3, Trent 1000-P3, Trent 1000-Q3 and Trent 1000-R3 engines, serial numbers (ESN) as listed in Appendix 1 and 2 of the NMSB, except those that have embodied Rolls-Royce modification (mod) 72-H818 or mod 72-J559 in production, or have embodied the applicable SB in service.

These engines are known to be installed on, but not limited to, Boeing 787 aeroplanes.

Definitions:

For the purpose of this AD, the following definitions apply:

Where, in this AD, reference is made to a Rolls-Royce mod, Service Bulletin (SB) or Non-Modification SB (NMSB) with an 'A' (Alert) in the number, it should be recognised that an earlier or later revision may not have that 'A'. This kind of change does not effectively alter the publication references for the purpose of this AD.



An agency of the European Union

TE.CAP.00110-009 © European Union Aviation Safety Agency. All rights reserved. ISO9001 Certified.
Proprietary document. Copies are not controlled. Confirm revision status through the EASA-Internet/Intranet.

Page 1 of 4

EASA AD No.: 2019-0261

The NMSB: Rolls-Royce Alert NMSB TRENT 1000 72-AK186 Revision 3. Appendix 1 of the NMSB contains the applicable time limit of each ESN for removal from service and replacement of intermediate pressure turbine blades (IPTB). Appendix 2 contains a list of ESN that, at the time of NMSB issuance, were known to be either stored, in-shop, or otherwise not operational.

Affected IPTB: IPTB, having Part Number (P/N) KH30773 or P/N KH44898.

The applicable SB: Rolls-Royce SB TRENT 1000 72-H818, introducing IPTB P/N KH11808; or SB TRENT 1000 72-J559, introducing IPTB P/N KH71526, as applicable.

Groups: Group 1 engines are those that are in operational use, which includes those engines identified by ESN in Appendix 1 of the NMSB. Group 2 engines are those that are either stored, in-shop, or otherwise not in operational use, which includes those identified by ESN in Appendix 2 of the NMSB.

Reason:

Occurrences were reported of IPTB shank cracking. Analysis shows that this kind of failure is due to sulphidation corrosion.

This condition, if not corrected, could lead to IPTB shank release, possibly resulting in engine in-flight shut-down (IFSD) and consequent reduced control of the aeroplane.

Prompted by these events, Rolls-Royce identified engines with a high level of sulphidation exposure using a corrosion fatigue life (CFL) model. Consequently, EASA issued AD 2017-0056 to require removal from service of certain engines, to be corrected in shop. In addition, to reduce the risk of dual IFSD, it was decided to introduce a new cyclic life limit to certain engines, determining when an engine can no longer be installed on an aeroplane in combination with certain other engines. Consequently, EASA issued Emergency AD 2017-0253-E, AD 2018-0086, and finally AD 2018-0139, each next AD superseding the previous one, to require de-pairing of the affected engines.

After EASA AD 2018-0139 was issued, prompted by further analyses of data provided by operators, Rolls-Royce developed an updated service management approach to minimise the risk of IPTB release and issued the NMSB, identifying those ESN at highest risk, and providing the corresponding cyclic limits for in-shop IPTB replacement. Consequently, EASA issued AD 2018-0257, superseding EASA AD 2017-0056 and AD 2018-0139, removing the de-pairing requirements, to require removal from service of certain engines, to be corrected in shop. The AD also retained the optional terminating action as previously provided by EASA AD 2018-0139. For engines having service-used material (SUM) IPTB installed, that AD required introduction of IPTB cyclic limits.

After EASA AD 2018-0257 was issued, it was determined that, unless mod/SB 72-H818 or mod/SB 72-J559 is embodied, each engine must remain subject to service management to minimise the risk of IPTB release. Rolls-Royce mod/SB 72-J559 applies to the Trent 1000 TEN engine standard, introducing IPTB P/N KH71526 and additional IPTB coating. Consequently, EASA issued AD 2019-0135, retaining the requirements of EASA AD 2018-0257, which was superseded, expanded the Applicability by including Trent 1000 TEN engine models, and included reference to NMSB TRENT 1000 72-AK186 Revision 2.



An agency of the European Union

TE.CAP.00110-009 © European Union Aviation Safety Agency. All rights reserved. ISO9001 Certified.
Proprietary document. Copies are not controlled. Confirm revision status through the EASA-Internet/Intranet.

Page 2 of 4

Since that AD was issued, it has been decided to reduce the IPTB life limits for the remaining in-service pre-mod engines. It was also determined that installation of affected SUM IPTB is no longer allowed. Rolls-Royce issued the NMSB, as defined in this AD, accordingly, to provide the new limits and instructions.

For the reason described above, this AD retains the requirements of EASA AD 2019-0135, which is superseded, but reduces the IPTB life limits. For engines that are not operational, this AD requires replacement of the affected IPTB before release to service of the engine. This AD also prohibits installation of affected SUM IPTB on any engine.

Required Action(s) and Compliance Time(s):

Required as indicated, unless accomplished previously:

Removal from Service:

- (1) For Group 1 engines: Within the applicable flight cycle (FC) limit as specified in Table 1 of this AD, remove the affected engine from service.

Table 1 – Engine Removal from Service (see Notes 1 and 2 of this AD)

FC Accumulated	Compliance Time
More than 140 FC over the limit, and those engines not listed in Appendix 1 of the NMSB	Within 25 FC after the effective date of this AD
Between 50 FC below the limit and not more than 140 FC over the limit	Within 50 FC after the effective date of this AD
More than 50 FC below the limit	Before exceeding the affected IPTB FC limit as specified in Appendix 1 of the NMSB, as applicable to ESN

Note 1: Unless indicated otherwise, the number of FC specified in Table 1 of this AD are those which an engine has accumulated, on the effective date of this AD, in relation to the FC limit as specified in Appendix 1 of the NMSB, as applicable to ESN.

Note 2: Where the NMSB refers to the date of 05 September 2019 to determine the FC accumulated by the engine, this AD requires the use of the effective date for that purpose.

Replacement:

- (2) After removing a Group 1 engine from service as required by paragraph (1) of this AD, before release to service of that engine, replace the affected IPTB in accordance with the instructions of the applicable SB, as defined in this AD.
- (3) For Group 2 engines: Before release or return to service of the engine, replace the affected IPTB in accordance with the instructions of the applicable SB, as defined in this AD.

EASA AD No.: 2019-0261

Parts Installation:

(4) Do not install on any engine affected IPTB, as defined in this AD, as required by paragraph (4.1) or (4.2) of this AD, as applicable.

(4.1) For Group 1 engines: After replacement of the affected IPTB as required by paragraph (2) of this AD.

(4.2) For Group 2 engines: From the effective date of this AD.

Ref. Publications:

Rolls-Royce Alert NMSB TRENT 1000 72-AK186 Revision 3 dated 19 September 2019.

Rolls-Royce SB TRENT 1000 72-H818 original issue dated 14 November 2016.

Rolls-Royce SB TRENT 1000 72-J559 original issue dated 27 November 2017.

The use of later approved revisions of the above-mentioned documents is acceptable for compliance with the requirements of this AD.

Remarks:

1. If requested and appropriately substantiated, EASA can approve Alternative Methods of Compliance for this AD.
2. This AD was posted as PAD 19-180 on 25 September 2019 for consultation until 09 October 2019. The Comment Response Document can be found in the [EASA Safety Publications Tool](#), in the compressed (zipped) file attached to the record for this AD.
3. Enquiries regarding this AD should be referred to the EASA Programming and Continued Airworthiness Information Section, Certification Directorate. E-mail: ADs@easa.europa.eu.
4. Information about any failures, malfunctions, defects or other occurrences, which may be similar to the unsafe condition addressed by this AD, and which may occur, or have occurred on a product, part or appliance not affected by this AD, can be reported to the [EU aviation safety reporting system](#).
5. For any question concerning the technical content of the requirements in this AD, please contact your designated Rolls-Royce representative, or download the publication from your Rolls Royce Care account at <https://customers.rolls-royce.com>.

If you do not have a designated representative or Rolls Royce Care account, please contact **Corporate Communications at Rolls-Royce plc**, P.O. Box 31, Derby, DE24 8BJ, United Kingdom Telephone +44 (0)1332 242424,

or send an email through http://www.rolls-royce.com/contact/civil_team.jsp identifying the correspondence as being related to **Airworthiness Directives**.



An agency of the European Union

TE.CAP.00110-009 © European Union Aviation Safety Agency. All rights reserved. ISO9001 Certified.
Proprietary document. Copies are not controlled. Confirm revision status through the EASA-Internet/Intranet.

Page 4 of 4