

POLITECNICO DI TORINO
CORSO DI LAUREA MAGISTRALE IN INGEGNERIA
AEROSPAZIALE

Tesi di Laurea Magistrale



**Politecnico
di Torino**

Studio sul funzionamento e la
manutenzione di un motore turboalbero
per uso elicotteristico

Relatori:

Prof. Roberto Marsilio

Ing. Claudio Pioli

Candidato:

Andrea Dorin

Aprile 2022

Sommario

Lo scopo di questo elaborato è approfondire sul campo le tematiche e gli aspetti di natura tecnica e normativi affrontati dall'autore nel corso di studi e dal suo desiderio di prendere confidenza con un ambiente di lavoro nel settore aeronautico. Il titolo enuncia l'argomento principale del testo: uno studio sul funzionamento di un motore turboalbero attualmente in servizio e sulla sua manutenzione.

La Tesi nasce da un'esperienza di tirocinio trascorsa presso l'azienda Airgreen S.r.l. (sede operativa di Cafasse), una delle maggiori realtà imprenditoriali italiane nel campo del trasporto con elicotteri.

La Tesi è divisa in tre parti.

La prima parte (Capitolo 1) descrive brevemente il lavoro che si svolge in Airgreen, con particolare attenzione ai compiti dell'Ufficio Tecnico dove l'autore ha svolto il tirocinio; dopo una breve panoramica storica sull'azienda e sugli aspetti normativi che riguardano il settore elicotteristico, si procede ad una descrizione più accurata della gestione tecnica degli aeromobili.

La seconda parte (Capitolo 2) descrive brevemente l'aeromobile AW139 su cui è imbarcato il motore oggetto di studio: la sua storia, le sue caratteristiche tecniche e il suo impiego in operazioni di elisoccorso.

La terza parte (Capitoli 3 - 6), il vero cuore dell'elaborato, descrive il motore PT6C-67C dell'azienda Pratt & Whitney. Esso viene analizzato:

- nel suo insieme tramite le specifiche tecniche e il ciclo termodinamico in condizioni di Take Off;
- nelle sue varie parti, dalla presa d'aria al condotto di scarico, dal sistema di ricircolo dell'olio alla sensoristica di controllo.

Nell'elaborato vengono trattati gli aspetti di troubleshooting, le ispezioni (con un sottocapitolo dedicato alla boroscopia) ed un esempio di Service Bulletin particolarmente interessante applicato al motore in esame.

Il risultato finale è una descrizione del motore e della sua manutenzione, corredata da verifiche numeriche e informazioni acquisite sul campo.

Ai miei genitori, alle mie nonne, ai miei nonni,
a tutti i parenti e gli amici che mi vogliono bene

Indice

1	L'attività dell'Airgreen	1
1.1	Cenni sulla Certificazione dell'aeromobile	1
1.2	Prescrizioni emesse dal costruttore	2
1.3	Prescrizioni emesse dall'EASA	2
1.4	Normativa EASA Part 145	3
1.5	La manutenzione	3
1.6	Gestione tecnica dell'aeromobile	4
1.6.1	Ordine di Lavoro	5
1.6.2	Rapporto di Lavoro	6
1.6.3	Schede di Lavoro	7
1.6.4	Release to Service	8
1.7	Quaderno Tecnico di Bordo	9
2	L'AW139	13
2.1	Storia dell'AW139	13
2.2	Caratteristiche tecniche e descrizione	14
2.3	Impiego in operazioni di elisoccorso	18
2.4	Esempio di un'operazione HEMS	20
3	Il motore PT6C-67C	23
3.1	Storia	23
3.2	Architettura e caratteristiche tecniche	24
3.3	Ciclo termodinamico al Take-Off	27
3.3.1	Condizioni di volo	28
3.3.2	Proprietà dei fluidi	28
3.3.3	Dati e prestazioni del motore	28
3.3.4	Presa d'aria 1 → 2	29
3.3.5	Compressione 4 stadi assiali 2 → 2.5	29
3.3.6	Bleed valve 2.5 → 2.8	29
3.3.7	Compressione diffusore centrifugo 2.8 → 3	30
3.3.8	Combustore 3 → 4	30
3.3.9	Turbina del Gas Generator 4 → 5	30
3.3.10	Turbina Libera di Potenza 5 → 6	31
3.3.11	Condotto di scarico 6 → 7	31
3.3.12	Risultati	32
3.4	Presa d'aria	34
3.5	Bleed valve	34
3.5.1	Azioni manutentive sulla valvola	36

3.6	Compressore	37
3.6.1	Azioni manutentive sul compressore	39
3.7	Gas generator case	39
3.8	Combustore	40
3.9	Turbina del gas generator	42
3.9.1	Statore	42
3.9.2	Alloggiamento, segmenti di copertura e guarnizioni di tenuta	43
3.9.3	Rotore	44
3.9.4	Azioni manutentive sulla turbina del gas generator	45
3.10	Turbina libera di potenza	48
3.10.1	Statori	48
3.10.2	Rotori	49
3.11	Condotto di scarico	49
3.12	Percorso dell'aria nel motore	50
3.13	Gearbox	51
3.14	Sistema di ricircolo dell'olio	52
3.15	Sistema di accensione	57
3.16	Sistema combustibile	57
3.17	Sistema di controllo e sensoristica	61
3.17.1	Il modulo di gestione del combustibile	62
3.17.2	Sistema elettronico	63
3.17.3	Sensoristica e indicazioni in cabina	66
4	Power Check e Troubleshooting	73
4.1	Power Check	73
4.1.1	Registrazione della Power Check	74
4.2	Troubleshooting	78
5	Scheduled Maintenance Check e boroscopia	81
5.1	Scheduled Maintenance check	81
5.1.1	Engine external - Componenti esterni del motore	81
5.1.2	Oil system - Sistema di lubrificazione	82
5.1.3	Compressor rotor - Rotore del compressore	82
5.1.4	Power turbine - Turbina di potenza	83
5.1.5	Fuel system - Sistema combustibile	83
5.1.6	Combustor and compressor turbine vane - Combustore e statore della turbina del compressore	83
5.1.7	Ignition system - Sistema di accensione	83
5.1.8	Power management - Gestione della potenza	83
5.1.9	Turbine blades - Palette di turbina	84
5.2	Calcolo vita a fatica	84
5.3	Boroscopia	85
5.3.1	Boroscopia eseguita sul rotore del 1° stadio di compressione	86
5.3.2	F.O.D.: Foreign Object Damage	87
5.3.3	Manutenzione correttiva sul rotore del 1° stadio del compressore dovuta ai F.O.D.	89
6	Esempio di Service Bulletin applicato al motore in esame	91
6.1	Il Service Bulletin No. 41011	91

6.2	Struttura del Service Bulletin	92
6.2.1	Planning Information	92
6.2.2	Material Information	93
6.2.3	Accomplishment Instructions	93
6.2.4	Appendix	94
	Conclusioni	95
	A Appendice	97
A.1	Glossario	97
A.2	Potenze necessaria e disponibile	99
A.3	Script	102
	Bibliografia	112

Elenco delle figure

1.1	Esempio di un Ordine di Lavoro. Fonte: Airgreen S.r.l.	5
1.2	Esempio pagina riassuntiva di un Rapporto di Lavoro. Fonte: Airgreen S.r.l.	6
1.3	Esempio di una Release to Service. Fonte: Airgreen S.r.l.	8
1.4	Esempio di una pagina del QTB. Fonte: Airgreen S.r.l.	10
2.1	Elicottero AW139. Fonte: Airgreen S.r.l.	13
2.2	Viste in pianta, laterale e frontale di un AW139. Fonte:[13]	15
2.3	Viste quotate in pianta e in prospetto di un AW139. Fonte:[14]	15
2.4	Cockpit di un AW139. Fonte: [12]	17
2.5	Configurazione cabina per operazioni HEMS. Fonte: [12]	19
2.6	Impiego del verricello su un AW139. Fonte: Airgreen S.r.l.	20
2.7	Distanza LIMA - Bussoleno. Fonte: Google Maps	21
3.1	Beech 18 modificato per testare il nuovo motore. Fonte: [18]	23
3.2	Motore PT6C-67C. Fonte: [20]	24
3.3	Modello 3D del motore PT6C-67C sezionato. Fonte: [21]	25
3.4	Sezione longitudinale del motore. Fonte: [20]	27
3.5	Ciclo termodinamico rappresentato sul diagramma entropia-temperatura. Fonte: A.3	32
3.6	Vista sezionata della zona di ingresso dell'aria. Fonte: [20]	34
3.7	Sezione illustrativa della bleed valve. Fonte: [20]	35
3.8	Sinistra: sezione del motore dove sono visibili la bleed valve e la valvola di accesso per il Closing Point Check. Fonte: [20]. Destra: foto della bleed valve vista esternamente. Fonte: fotografia dell'autore	37
3.9	Sezione illustrativa del compressore: in blu i rotori, in azzurro gli statori e il diffusore dello stadio centrifugo, in giallo i cuscinetti. Fonte: [27]	38
3.10	Vista prospettica del gas generator case. Fonte: [28]	40
3.11	Vista prospettica dei liner e sezione rappresentativa del combustore. Fonte: [28]	41
3.12	Sezione illustrativa della turbina del gas generator. Fonte: [20]	42
3.13	Sezione illustrativa della turbina del gas generator. Fonte: [28]	44
3.14	Sezione zona di connessione tra turbina e compressore. Fonte: [20]	45
3.15	Processo di solfidazione dallo stadio iniziale a quello finale. Fonte: [31]	46
3.16	Stadi della turbina libera di potenza. Fonte: [28]	48
3.17	Sezione del condotto di scarico. Fonte: [20]	49
3.18	Disegno schematico della gearbox. Fonte: [20]	51

3.19	Vista di una parte dei componenti presenti sulla gearbox. Fonte: fotografia dell'autore	52
3.20	Schema del sistema di ricircolo dell'olio. Fonte: [20]	53
3.21	Sinistra: Schema del filtro dell'olio. Fonte: [20]. Destra: disegno esplicativo dell'impending bypass indicator. Fonte: [36]	54
3.22	Foto del tubo di mandata e di ritorno dell'olio dei cuscinetti 3, 4 e 5. Fonte: fotografia dell'autore	56
3.23	Sistema di separazione olio-aria. Fonte: [20]	56
3.24	Candela di accensione fotografata tramite il boroscopio. Fonte: Airgreen S.r.l.	57
3.25	Schema illustrativo del sistema combustibile. Fonte: [20]	58
3.26	Foto del Fuel Cooler Oil Cooled e dell'Ecology Fuel Accumulator. Fonte: fotografia dell'autore	60
3.27	Sinistra: Schema di uno spruzzatore duplex. Fonte: [20]. Destra: spruzzatori osservati all'interno della camera di combustione tramite il boroscopio. Fonte: Airgreen S.r.l.	61
3.28	Schema esemplificativo delle relazioni che coinvolgono il FMM e l'EEC. Fonte: [20]	61
3.29	Valvola di dosaggio (metering valve); si osservi l'orifizio dal quale esce il combustibile dosato. Fonte: [20]	62
3.30	Foto con indicati alcuni elementi visibili del Fuel Management Module. Fonte: fotografia dell'autore	63
3.31	Esempio di mappa del compressore di un turboalbero (non è quella del compressore del PT6C-67C); sull'asse delle ascisse vi è la portata corretta e sull'asse delle ordinate il rapporto di compressione. Fonte: [40]	65
3.32	DCU e Chip Detector. Fonte: fotografia dell'autore	67
3.33	Sinistra: Sensore N1 posizionato sulla gearbox. Fonte: fotografia dell'autore Destra: Sensore N2/Tq sinistro posizionato in prossimità dell'albero di trasmissione. Fonte: fotografia dell'autore	68
3.34	Albero di trasmissione della coppia (verde) e albero di riferimento (giallo). Fonte: [20]	69
3.35	Sinistra: Sensori T5 e alloggiamento della candela. Fonte: fotografia dell'autore Destra: Sensore T1, bleed valve, valvola P2.8, presa d'aria. Fonte: Airgreen S.r.l.	70
3.36	immagine del Multi-Function Display che illustra varie indicazioni inerenti ai motori. Fonte: [42]	71
4.1	Procedura grafica per registrare i valori della Power Assurance Check. I grafici sono stati tracciati per interpolazione dei punti reperiti dai grafici originali. Fonte: [20]	74
4.2	Grafico 1: Torque (%) - Pressure Altitude (ft). Fonte: A.3	75
4.3	Grafico 2: OAT (°C) - Maximum Allowable ITT (°C). Fonte: A.3	76
4.4	Grafico 3: OAT (°C) - Maximum Allowable NG (%). Fonte: A.3	76

4.5	Esempio di intervalli temporali tra le power check dei motori di un AW139 registrate dall'autore durante il tirocinio. Fonte: Airgreen S.r.l.	77
5.1	Disegno semplificato di un boroscopio digitale. Fonte: disegno dell'autore	85
5.2	Foto scattata con il boroscopio alla palettatura del primo stadio di compressione. Fonte: Airgreen S.r.l.	86
5.3	Dettaglio di alcuni intagli misurati con un software apposito. Fonte: Airgreen S.r.l.	87
5.4	Danni da FOD molto evidenti. Fonte: Airgreen S.r.l.	88
5.5	FOD colpevole dei danni della Figura 5.4. Fonte: Airgreen S.r.l. . . .	88
5.6	Disegno di una paletta danneggiata prima e dopo l'azione manutentiva. Fonte: disegno dell'autore	90
6.1	Copertura dell'albero di trasmissione e guarnizioni di tenuta, prima e dopo l'applicazione del Bollettino No. 41011 (P/N rimossi). Fonte: [33]	94
A.1	Esempio di semplice closed loop per un turbomotore. Fonte: disegno dell'autore	97
A.2	Potenze al variare della quota di volo a punto fisso (il grafico è esemplificativo, non rappresenta il caso dell'AW139). Fonte: [43] . . .	99
A.3	Potenze al variare della velocità di volo in moto orizzontale (il grafico è esemplificativo, non rappresenta il caso dell'AW139). Fonte: [43] . .	100
A.4	Potenze necessaria e disponibile nel caso di tangenza teorica (il grafico è esemplificativo, non rappresenta il caso dell'AW139). Fonte: [43] . .	101
A.5	Ciclo termodinamico PARTE 1	102
A.6	Ciclo termodinamico PARTE 2	103
A.7	Ciclo termodinamico PARTE 3	104
A.8	Ciclo termodinamico PARTE 4	105
A.9	Ciclo termodinamico PARTE 5	106
A.10	Grafici Power Check PARTE 1	107
A.11	Grafici Power Check PARTE 2	108
A.12	Grafici Power Check PARTE 3	109
A.13	Grafici Power Check PARTE 4	110
A.14	Grafici Power Check PARTE 5	111

Elenco delle tabelle

2.1	Caratteristiche tecniche dell'AW139. Fonte:[12]	14
2.2	Dimensioni della Cabina dell'AW139. Fonte:[12]	19
2.3	Esempio voli per operazioni HEMS. Fonte: Airgreen S.r.l.	20
3.1	Alcune caratteristiche tecniche del PT6C-67C. Fonte: [22]	25
3.2	Prestazioni di un singolo motore PT6C-67C. Fonte: [20]	27
3.3	Risultati del ciclo termodinamico in unità di misura del Sistema Internazionale. Fonte: A.3	33
3.4	Risultati del ciclo termodinamico in psi e °C. Fonte: A.3	33
3.5	Prestazioni al variare del Class number. Fonte: [20]	43
4.1	Esempio tabella dati di un Power Assurance Check. Fonte: [37]	75

Ringraziamenti

Ringrazio l'azienda Airgreen S.r.l. per l'opportunità che mi è stata concessa nello svolgere un tirocinio presso il loro Ufficio Tecnico nel periodo tra agosto e ottobre 2021, per il materiale che mi è stato messo a disposizione e per la cordialità di tutto il personale.

Per essermi stati accanto e per avermi sostenuto in questi lunghi anni di studi vorrei ringraziare la mia mamma, il mio papà, i nonni, i familiari e i numerosi amici di cui desidero ricordare i nomi: Sara, Beatrice, Emanuela, Margherita, Marta, Giovanna, Giorgia, Giovanni, Lorenzo, Matteo, Michael, Marco, Davide, Emanuele, Tiziano, Giuseppe, Lucas e tanti altri.

Capitolo 1

L'attività dell'Airgreen

L'azienda Airgreen nasce nel 1986 come realtà locale nella provincia di Torino specializzata nel lavoro aereo in montagna e nell'idrosemina per il recupero di aree devastate da incendi. Nel tempo essa ha diversificato il suo business, ampliando il suo campo d'azione alla lotta antincendio, alle attività Oil&Gas e ai servizi di elisoccorso che attualmente (2021) svolge in Valle d'Aosta, Piemonte, Sardegna e Liguria; con gli anni la flotta di elicotteri di proprietà Airgreen è cresciuta e oggi include aeromobili come il Robinson R22, SA 315B Lama, AS 350 Écureuil, EC 145, B-AB 412, AW139 e AW169.

L'azienda gestisce al suo interno gli aspetti operativi delle macchine, la manutenzione, l'addestramento dei piloti e del personale tecnico. Essa è definita come una CAMO (Continuing Airworthiness Management Organisation), ovvero un'azienda certificata secondo la Part 145 dall'ente dell'aviazione civile (EASA a livello europeo ed ENAC a livello nazionale): tramite questa qualifica essa può eseguire manutenzioni su determinati aeromobili, motori e componenti per garantirne l'aeronavigabilità continua (Continuing Airworthiness).

L'Airgreen inizialmente aveva la sua unica base a Robassomero, poi con il crescere delle sue attività, della flotta e delle operazioni connesse alla manutenzione è stata inaugurata nel 2001 la base di Cafasse che attualmente è la base operativa primaria dove vengono svolte le attività manutentive più importanti e dove hanno sede l'Ufficio Operativo e l'Ufficio Tecnico. L'azienda dispone anche di una base operativa secondaria in Valle d'Aosta presso la località di Saint Denis e opera con i suoi mezzi nelle basi dell'elisoccorso di Torino (Aeroporto Torino-Aeritalia), Cuneo, Alessandria, Aosta, Albenga, Olbia, Cagliari, Alghero. [1]

1.1 Cenni sulla Certificazione dell'aeromobile

Ogni aeromobile oggi giorno è soggetto, fin dalle prime fasi di progettazione, ad un processo di certificazione che garantisca all'utente finale la qualità e la sicurezza del mezzo utilizzato. Gli enti normativi nel settore civile preposti alla certificazione dei velivoli e dei componenti imbarcati sono la Federal Aviation Authority (FAA) negli Stati Uniti d'America, la European Aviation Safety Agency (EASA) in Europa e l'Ente Nazionale per l'Aviazione Civile (ENAC) in Italia. In ambito europeo ci si riferisce alle norme Certification Specification (CS) 27 e 29 a seconda che l'elicottero abbia un Maximum Take-Off Weight (MTOW) inferiore oppure superiore alle 7000

lb (3175 kg); ad esempio un aeromobile come l'AW139 (di massa pari a 6400 kg nella prima versione) ha seguito un iter di certificazione secondo la CS 29.

Il processo di certificazione di un aeromobile riguarda le aziende costruttrici e si compone di tre fasi.

Nella prima fase si definisce la Certification Basis (Base di Certificazione), ovvero un team di esperti stabilisce, tramite i regolamenti vigenti, le regole che si applicheranno per la certificazione dello specifico velivolo.

Nella seconda fase viene deciso il programma di certificazione per la configurazione dell'aeromobile che viene sviluppato tramite la Certification Basis, le specifiche di progetto e di produzione; poi si procede a verificare le rispondenze. In questa fase viene prodotta molta documentazione da parte del costruttore su richiesta dell'ente certificatore; tali documenti si traducono in un unico documento tecnico che ne richiama tanti altri (facenti parte della base documentale), i quali svolgono la funzione di riassumere le verifiche effettuate dal costruttore sotto l'occhio attento dell'ente che deve certificare l'elicottero.

Nella terza fase viene emesso il Type Certificate (Certificato di Tipo) tramite il quale l'elicottero viene omologato e il costruttore può avviare la produzione in serie. Una volta che l'azienda costruttrice possiede tale certificazione può rilasciarne una copia in allegato alla documentazione specifica per ogni singolo aeromobile prodotto in serie e quella copia prende il nome di Airworthiness Certificate (Certificato di Aeronavigabilità). Per giungere all'emissione del Certificato di Tipo vengono eseguiti numerosi e scrupolosi test sperimentali, sia a terra che in volo, sui prototipi del modello di aeromobile, sui suoi sistemi e sui singoli componenti. [2].

1.2 Prescrizioni emesse dal costruttore

Durante la vita operativa un aeromobile con i suoi sottosistemi e motori è sottoposto a modifiche e aggiornamenti dovuti all'avanzamento tecnologico, alla risoluzione di problematiche rilevate e ai feedback sull'impiego da parte degli operatori. Per poter informare gli operatori circa gli aggiornamenti, le modifiche o la necessità di effettuare particolari operazioni di manutenzione supplementari le aziende costruttrici emettono dei documenti denominati "Service Bulletins" (S.B.). Tali documenti possono essere divisi in due categorie principali.

1) Alert Service Bulletins: emessi allo scopo di introdurre modifiche o di prevedere operazioni di manutenzione supplementare sull'aeromobile la cui mancata applicazione può limitare o pregiudicare l'aeronavigabilità; la loro applicazione risulta obbligatoria entro un determinato periodo di tempo.

2) Technical Bulletins: emessi per tenere informati gli operatori riguardo a modifiche od operazioni di manutenzione supplementare la cui mancata applicazione non pregiudica l'aeronavigabilità del velivolo; tali documenti possono inoltre chiarire procedure esistenti e in generale il loro carattere informativo non li rende obbligatori. [3]

1.3 Prescrizioni emesse dall'EASA

L'ente europeo preposto alla sicurezza del volo si occupa tra le sue mansioni di visionare i Service Bulletins emessi dai costruttori e in caso lo reputi opportuno

conferisce loro un valore legale emettendo le "Airworthines Directives" (Prescrizioni di Aeronavigabilità). Tali direttive hanno valore di legge e citano gli estremi del bollettino di riferimento, sottolineando i termini di applicabilità; nel caso in cui le misure preventive indicate dalla A.D. siano più restrittive rispetto a quelle del relativo S.B. bisogna attenersi a quanto richiesto dall'EASA. [4]

1.4 Normativa EASA Part 145

L'approvazione a Part 145 è una condizione necessaria per tutte le aziende che effettuano la manutenzione di aeromobili utilizzati nel trasporto aereo commerciale, indipendentemente dalla massa massima al decollo. A partire dal 28/09/2008 tale approvazione è richiesta anche per le imprese che effettuano la manutenzione dei "Large Aircraft" (aerei con MTOW superiore ai 5700 kg ed elicotteri plurimotore), indipendentemente dal tipo di impiego del mezzo.

La Part 145 è entrata in vigore nel momento in cui è stato pubblicato il Regolamento UE 2042/2003 (il 28/11/2003) e sostituisce il Regolamento JAR 145 (peraltro recepito pressoché integralmente); tale normativa stabilisce standard comuni in tutto il territorio dell'Unione Europea e nella sezione A definisce i requisiti che l'impresa deve soddisfare per l'idoneità all'approvazione o alla riconferma dell'approvazione per la manutenzione di aeromobili e componenti aeronautici. L'introduzione di standard comuni su tutto il territorio europeo comporta vantaggi nella sicurezza (garantita in egual misura in tutti gli stati membri), ma anche vantaggi economici per gli operatori nel poter delegare la manutenzione di un proprio velivolo ad aziende diverse approvate in luoghi e paesi diversi.

Per quanto riguarda un'azienda che opera con una flotta di elicotteri come l'Airgreen, data la natura dell'aeromobile che prevede voli circoscritti ad una determinata zona con frequenti decolli e atterraggi dallo stesso aeroporto, nonché la necessità di ispezioni e manutenzioni frequenti (dovute alla maggiore complessità meccanica del mezzo rispetto ai velivoli ad ala fissa), si rende necessaria la creazione di una propria struttura di manutenzione, approvata secondo la Part 145, che si occupi della manutenzione della propria flotta. Inoltre, dato l'impiego degli elicotteri per periodi prolungati in basi diverse e a volte in zone remote, risulterebbe complesso delegare a soggetti terzi la manutenzione di queste macchine. [3][4]

1.5 La manutenzione

Una macchina volante necessita, durante la sua vita operativa, di una manutenzione puntuale e rigorosa affinché possa operare con livelli di sicurezza ed efficienza costanti nel corso del tempo. Per fare questo è necessario pianificare un'attenta gestione tecnica dell'aeromobile che si attenga a delle procedure stabilite a priori e approvate dall'ente dell'aviazione civile.

Colui che è responsabile della gestione tecnica dell'aeromobile ha il dovere di preparare un programma di esecuzione delle ispezioni periodiche basandosi sui dati disponibili nei manuali di manutenzione della Cellula e del Motore, sui Service Bulletins, sulle Airworthines Directives dell'EASA e su tutta la documentazione applicabile. Il programma può seguire fedelmente quanto disposto dal costruttore oppure essere personalizzato in funzione delle esigenze operative del mezzo, ma ri-

spettando sempre i requisiti di base. Tali requisiti sono fissati dall'EASA nella Part M (normativa di riferimento per l'esecuzione della manutenzione). Tutte le procedure approvate all'impresa di manutenzione certificata secondo Part 145 per il rilascio delle certificazioni e quindi per la rimessa in linea di volo dell'aeromobile sono riportate nel MOE (Maintenance Organisation Exposition). Tale manuale costituisce la base con cui l'azienda viene certificata dall'EASA; esso espone nella prima parte l'aspetto gestionale dell'impresa, i tipi di manutenzione ad essa riconosciuti e le basi in cui vengono eseguite, l'organigramma della struttura tecnica dell'impresa e l'elenco del personale certificato con relativa qualifica. Nella seconda parte vengono raccolte tutte le procedure secondo cui opera l'azienda: sulla loro corretta e rigorosa applicazione si basa la validità della certificazione dell'impresa stessa.

Gli aeromobili moderni sono macchine estremamente complesse nelle quali i sistemi sono numerosi, articolati e ridondanti; la logica manutentiva tradizionale prevede ispezioni periodiche che raccolgono task definiti (ad esempio ogni 100 ore si eseguono i task "1", "2", "3"). Tale logica risulta rigida e poco efficiente per un aeromobile estremamente complesso, poiché dato l'alto numero di componenti si rischia di eseguire ispezioni troppo frequenti e troppo onerose in termini di ore di fermo macchina, ore uomo e costi di gestione. Per ovviare a questo problema nel tempo è stata sviluppata una logica manutentiva orientata ai singoli task e non all'ispezione con task predefiniti: ogni task riguarda un determinato sistema dell'aeromobile (identificato tramite il codice ATA) e attraverso uno scadenziario computerizzato si gestiscono le ispezioni accorpando task diversi a seconda delle scadenze previste per ciascuno di essi.

Nella pratica aziendale adottata nell'Airgreen e in molte altre aziende si organizzano le ispezioni periodiche (che vengono comunque eseguite) e insieme ai task relativi a ciascuna di essa si esegue un certo numero di task che si sono accumulati nel periodo di tempo in cui la macchina è stata operativa: se questi task risultano comodi da eseguire durante il fermo macchina oppure sono in scadenza e hanno o meno margini di tolleranza (in termini di cicli, ore, giorni), si può valutare se eseguirli nell'ispezione corrente oppure posticiparli alla successiva.

Un'altra strada che segue sempre la logica manutentiva orientata ai task è quella di non raggruppare nelle ispezioni periodiche i task in scadenza ma eseguire giorno per giorno, durante il fermo macchina prestabilito, un limitato numero di task; questa tipologia di programma di manutenzione viene spesso adottata dalle compagnie aeree che eseguono voli per le piattaforme petrolifere offshore, poiché esse hanno a livello operativo dei voli fissati ogni giorno con determinati orari (cosa impossibile nel settore dell'elisoccorso) e possono quindi programmare giornalmente un certo numero di task da eseguire in quella data. [3]

1.6 Gestione tecnica dell'aeromobile

L'Ufficio Tecnico (U.T.) dell'azienda certificata a Part 145 si occupa della gestione delle attività manutentive sulla flotta di aeromobili; tale gestione si esplica nell'emissione di un Ordine di Lavoro (OdiL) che apre il relativo Rapporto di Lavoro (RdiL). A seguito dell'esecuzione delle attività richieste dall'OdiL e dell'esito positivo delle ispezioni sull'aeromobile, viene emesso il certificato di riammissione in servizio (Release to Service). [3]

1.6.1 Ordine di Lavoro

Nome Azienda							ORDINE DI LAVORO N° 00000								
A: Nome Azienda Impresa di Manutenzione a PART 145															
Aeromobile tipo: AW139				Marche: I-XXXX				S/N: 00000							
Motore 1 tipo: P&WC				P/N: PT6C-67C				S/N: 000000							
Motore 2 tipo: P&WC				P/N: PT6C-67C				S/N: 000000							
Componente: _____				P/N: _____				S/N: _____							
Ore cellula:	Cicli RIN:	Ore Mot 1:	Cicli Mot 1:	Ore Mot 2:	Cicli Mot 2:	Ore componente :									
_____	_____	_____	_____	_____	_____	_____									
OPERAZIONI DI MANUTENZIONE DA EFFETTUARSI ENTRO:															
Ore cellula: hh:mm				Ore motore:				il: gg/mm/aaaa				Località di esecuzione:			
Elenco operazioni di manutenzione da eseguire come da elenco tasks riportato nel Mod. 000000 allegato:				8) _____				9) _____				10) _____			
1) _____				11) _____				12) _____							
2) _____															
3) _____															
4) _____															
5) _____															
6) _____															
7) _____															
Elenco operazioni di manutenzione supplementari da eseguire:				5) _____				6) _____				7) _____			
1) _____				8) _____											
2) _____															
3) _____															
4) _____															
PA/AD/SB ripetitivi da applicare compresi nel Mod. 000000 allegato															
Ulteriori PA/AD/SB da applicare															
Inconvenienti differiti da eliminare															
Durante l'esecuzione degli interventi manutentivi richiesti sono state eseguite attività supplementari che richiedono la registrazione e la gestione da parte dell'organizzazione C.A.M.O. <input type="checkbox"/> SI <input type="checkbox"/> NO															
Apertura Ordine di Lavoro							Chiusura Ordine di lavoro								
Firma C.A.M.O. Postholder				Data			Firma C.A.M.O. Postholder				Data				
Nome Cognome				gg.mm.aaaa			Nome Cognome				gg.mm.aaaa				

Mod. 00

Ed. 11/17

Figura 1.1: Esempio di un Ordine di Lavoro. Fonte: Airgreen S.r.l.

L'Ordine di Lavoro è lo strumento principale con cui una CAMO si esprime e serve per comunicare alla parte MRO (Maintenance, Repair and Overhaul) dell'azienda, che si occupa fisicamente di svolgere la manutenzione, di eseguire un determinato lavoro. Tale documento, identificato con un numero, include al suo interno:

- marche dell'aeromobile;
- numeri seriali della Cellula e dei Motori;
- numero di cicli della Cellula e dei Motori nella data corrente;
- località dove si effettuano i lavori;
- elenco delle operazioni da eseguire;
- Prescrizioni di Aeronavigabilità (PA), AD, SB da applicare;
- eventuali inconvenienti differiti da eliminare;
- date di apertura e chiusura OdiL;
- firme (all'apertura e alla chiusura) del CAMO Post Holder, ovvero colui che all'interno dell'Ufficio Tecnico ha la responsabilità delle attività che in esso si svolgono.

Altri modelli talvolta presenti possono essere:

- Elenco componenti e gruppi sbarcati ed imbarcati;
- Elenco lavori da eseguire non previsti dall'ispezione periodica;
- Elenco bollettini da applicare nel corso dell'ispezione;
- Maintenance Check Flight.

All'interno della pagina riassuntiva vengono riportati il tipo di ispezione, l'Ordine di Lavoro a cui si riferisce il Rapporto, le marche dell'aeromobile, i numeri seriali di cellula e motori, i manuali applicabili, le date di apertura e archiviazione della pratica, gli spazi per le firme del personale dell'U.T. e del Maintenance Manager che sovrintende al buon esito delle operazioni di manutenzione.

1.6.3 Schede di Lavoro

La preparazione dei Task manutentivi da svolgere sulla Cellula e sul sistema propulsivo si compone di diverse fasi elencate di seguito.

1) Preparazione: ogni volta che bisogna effettuare un'azione manutentiva l'U.T. si occupa di verificare la disponibilità di tutte le "Job Cards" (o Schede di Lavoro) aggiornate necessarie per eseguire i singoli lavori. Questi documenti descrivono singolarmente un determinato lavoro da eseguire sulla macchina e sono utilizzati per svolgere in modo disciplinato i singoli compiti e attestarne l'avvenuta esecuzione da parte del personale certificato. Nel caso in cui le Job Cards risultino incomplete o non aggiornate l'U.T. provvede a prepararle come segue:

- si consultano tutti i manuali aggiornati all'ultima versione dell'aeromobile;
- si consulta la raccolta dei Service Bulletins, delle Service Letter, delle Information Letter e delle Airworthiness Directives per verificare la presenza di eventuali disposizioni aggiuntive;
- si estraggono tutte le informazioni necessarie e le si riassume in una forma chiara e inequivocabile per la trasmissione al personale addetto all'esecuzione dei task;
- si riporta in corrispondenza di ciascuna operazione i riferimenti al capitolo e al paragrafo del documento da cui proviene l'istruzione con relativo stato di aggiornamento;
- si indica in modo chiaro le operazioni che per la loro criticità richiedono il doppio controllo.

Nel caso in cui siano necessarie ulteriori procedure integrative riguardanti ad esempio regolazioni, tarature o registrazione dati si provvede a inserire allegati con istruzioni più dettagliate, schemi, disegni di parti e spazi per la trascrizione dei valori rilevati.

2) Completamento. La Scheda di Lavoro deve essere completata, prima dell'emissione, da alcuni dati e dagli spazi in cui scrivere:

- il numero o la sigla identificativa della scheda;
- il tipo di aeromobile per cui essa è applicabile;
- il tipo di intervento per cui è applicata;
- la data di emissione;
- eventuale firma per approvazione del Responsabile dell'ente incaricato dell'emissione;
- le Marche di Immatricolazione (I-XXXX) dell'aeromobile per il quale la scheda viene impiegata;
- il numero del Rapporto di Lavoro in cui essa risulta come allegato;
- le caselle a fianco di ciascuna operazione per permettere al personale di apporre la

Conclusa la procedura di manutenzione viene aggiornato il libretto dell'aeromobile con la registrazione dei lavori eseguiti e dei componenti sbarcati ed imbarcati, nonché dei SB e AD applicati.

1.7 Quaderno Tecnico di Bordo

Il Quaderno Tecnico di Bordo (QTB) è il documento che funge da tramite tra il settore operativo (Piloti e Ufficio Operativo), l'Ufficio Tecnico e il personale addetto alla manutenzione. Tale documento deve, per legge, essere presente a bordo di tutti gli aeromobili adibiti al trasporto commerciale.

Sul QTB il pilota è tenuto a registrare tutte le attività di volo e i difetti riscontrati, mentre il tecnico manutentore deve annotare le riparazioni, le sostituzioni e le ispezioni eseguite sul velivolo. Queste informazioni vengono successivamente fornite in fogli distinti all'Ufficio Tecnico e all'Ufficio Operativo.

Il formato del QTB può variare in funzione delle necessità dell'operatore, ma in generale deve avere un numero definito di pagine numerate, ciascuna costituita da 3 copie descritte di seguito.

1) La prima copia è la pagina originale non rimovibile dal QTB; essa è la pagina su cui si scrive e viene archiviata con il quaderno una volta che questo è stato completato.

2) La seconda copia è colorata a ricalco e deve essere inviata al termine del volo all'Ufficio Operativo che la utilizza per la gestione dei tempi di volo, dei rifornimenti e della composizione dell'equipaggio.

3) La terza copia colorata anch'essa a ricalco viene normalmente rimossa prima del decollo successivo e inviata all'Ufficio Tecnico che se ne serve per tenere aggiornati i registri delle scadenze manutentive e restare informato sugli inconvenienti emersi durante l'attività di volo.

Oggi giorno, grazie alla marcata diffusione di dispositivi di telefonia mobile, le pagine di QTB una volta completate vengono inviate tramite applicazioni ai referenti nei due uffici. L'Ufficio Tecnico, nel relazionarsi con il settore operativo, si occupa di verificare la correttezza dei dati da esso trasmessi tramite il confronto con i suoi registri, correggendo eventuali errori nei conteggi delle ore, dei cicli motore, dei cicli del verricello, etc.

Lo scambio di informazioni e la ridondanza delle stesse nel settore aeronautico è fondamentale affinché sia sempre possibile, in caso di incidenti occorsi alla macchina (con probabile perdita dei documenti imbarcati su di essa), risalire attraverso le diverse copie alla configurazione dell'aeromobile all'ultimo decollo, alle condizioni di carico e centraggio, alla quantità di combustibile e alle eventuali anomalie riscontrate prima del volo.

In figura 1.4 è riportato un fax simile di un QTB; esso suddivide le informazioni da registrare in 4 parti differenti:

- 1) Prima di ogni volo;
- 2) Operazioni di volo;
- 3) Dopo ogni volo;
- 4) Dati di impiego.

Nome Azienda		QTB n. 00		Pagina n. 9 / 50	
Elicottero Tipo A139		Marche I-XXXX		Data 88 - mm - aaaa	

Volo Nr.	Piloti			Pass.	Pre flight check	Security check	Config./C.G.	Accettazione A/M
	Pilota	Copilota	Altri					
1	Rossi	-	Bianchi	3	X	X	A	X
2	"	-	"	4	X	X	BT	X
3	"	-	"	3	X	X	AT	X
4	"	-	"	4	X	X	BT	X
5	"	-	"	3	X	X	AT	X

Volo Nr.	Rifornimenti				Firma	Rabbocchi				Part 145 CRS Timbro e Firma
	Combustibile (-Kg Lbs Lt)		Rifornita			Olio Motore		Fluido Idraulico		
	Prevista	Residua		Totale		Mot. 1	Mot. 2	Imp. 1	Imp. 2	
1		958	-	958	X					
2		846	-	846	X					
3		740	280 Lt	950 Kg	X					
4		700	-	700	X					
5		510	-	510	X					
Quantità a riportare		380	760 Lt	954 Kg						

Nr.	Località Decollo	Località Atterraggio	Tipo Volo	Orari				Tempi		Ldgs	Starts		Vernice	Gancio
				Cod.	V/IFR	Start	Take off	Landing	Stop		Start/Stop	To/Ldg		
1	Alex	Castagnole L.	Hems 1	v	8:43	8:47	9:00	-	-	13	1	1	-	-
2	Castagnole L.	Alex	"	v	-	9:11	9:24	9:26	43	13	1	-	-	
3	Alex	Villadossola	Hems 2	v	10:36	10:40	11:15	11:17	41	35	1	1	1	
4	Villadossola	H Novara	"	v	12:18	12:22	12:45	12:47	29	23	1	1	1	
5	H Novara	Alex	"	v	13:33	13:36	13:51	13:54	21	15	1	1	1	
Riporti da pagina precedente														
TOTALI										2:14	1:39	5	4	4

Volo Nr.	NDS Firma	Inconvenienti Ricontrati in volo/a terra	Firma	Azioni correttive	Part 145 CRS Timbro e Firma
1	X				
2	X				
3	X				
4	X				
5	X				

Letture Contacchi					Prova Potenza											
Motore	IMP	CT/Ng	PT/Nr	Cr/Ldg	Volo	OAT (°C)	PA (ft)	Tq (%)	ΔTq/ToT	ΔTq/N ₁	EGT (°C)	EGT (°C) pv	Δ EGT (°C)	N ₁ (%)	N ₁ (%) pv	Δ N ₁ (%)
1					5	28	80	95			663	713	50	91,2	94,2	3
2					5	28	80	95			671	713	42	91,2	94,2	3

Totali di Funzionamento										Prossime scadenze di manutenzione			
Cellula		Motore 1		Motore 2		Vernice		Cellula		Ore Cellula	Data		
Situazione	Ore (To/Ldg)	Ldgs	Ore (To/Ldg)	Starts	Ore (To/Ldg)	Starts	Min.	Cicli	Cavo	Motore 1	Motore 2		
Precedente													
Giornaliera													
TOTALI													

Tipo: _____		Part 145 CRS Timbro e Firma: _____	
Manutenzione extra: _____		R.di L.: _____	
Data: _____		Data: _____	

-------	--	--	--	--	--	--	--

Controllo Giornaliero	Tipo Isp. _____						
(1) Giorn. post volo							
(2) Giorn. pre volo							
(3) Airworth. check	Data: _____						
(4) Pre volo integrata							

Figura 1.4: Esempio di una pagina del QTB. Fonte: Airgreen S.r.l.

1) Prima di ogni volo il pilota annota il suo nome e quello degli altri membri dell'equipaggio (il copilota e un tecnico generalmente), il numero di passeggeri, l'attestazione dell'avvenuta esecuzione dei controlli prevolo, l'attestazione dell'avvenuta verifica del rispetto delle norme di sicurezza, l'indicazione del codice della configu-

razione di carico pre-calcolata (se presente essa è segnata in un allegato del QTB) e la firma di accettazione dell'aeromobile per quello specifico volo. Nell'esempio si possono segnare fino ad un massimo di 5 voli in una pagina, tutti riferiti ad una data specifica e ad uno stesso aeromobile. Tra un volo e il successivo possono avvenire dei rifornimenti di carburante, ma bisogna prestare attenzione alle unità di misura: le quantità imbarcate sono espresse in unità di massa (kg nell'esempio), mentre la quantità rifornita è in unità di volume (litri nell'esempio). Durante le fasi a terra, tra un atterraggio e un decollo, è possibile eseguire rabbocchi di olio e fluidi idraulici che vanno quantitativamente segnati negli spazi appositi.

2) Nella sezione dedicata alle operazioni di volo il pilota segna una serie di dati inerenti alle singole missioni (riportati nell'elenco da sinistra a destra):

- a) Località di decollo;
- b) Località di atterraggio;
- c) tipo di impiego dell'aeromobile, identificato tramite un apposito codice alfanumerico a seconda dell'attività svolta (Addestramento/Controllo, Servizio di elisoccorso, Trasporto commerciale, Operazioni non commerciali, Lavoro aereo);
- d) tipo di volo: VFR (regole volo a vista), VFR/N (VFR notturno), VNG (VFR notturno con Night Vision Goggles), IFR (regole volo strumentale), IFR/S (IFR simulato), V/I (volo misto VFR/IFR);
- f) ora di avviamento motori;
- g) ora di decollo;
- h) ora di atterraggio;
- i) ora di arresto dei motori;
- j) tempo trascorso tra l'avviamento e lo spegnimento dei motori;
- k) tempo trascorso tra il decollo e l'atterraggio (identifica la durata della missione);
- l) numero di atterraggi (quante volte il carrello ha toccato il suolo);
- m) numero di messe in moto dei motori sinistro e destro rispettivamente;
- n) tempo di funzionamento del verricello o del gancio baricentrico durante la missione;
- o) numero di cicli del verricello o del gancio eseguiti nella missione;
- p) numero di rotazioni eseguite con il carico al gancio durante la missione.

Tutti gli orari e i tempi sono espressi nella forma ore.minuti; al fondo della tabella si riportano i totali della pagina.

3) Nella sezione dedicata alle segnalazioni post-volo si possono segnalare eventuali inconvenienti riscontrati dal pilota durante la missione oppure dal personale di manutenzione durante le ispezioni a terra. In caso di assenza di segnalazioni il pilota firma nella prima colonna per attestare il regolare svolgersi del volo, altrimenti lui o il tecnico manutentore compilano lo spazio apposito descrivendo il tipo di inconveniente e il volo in cui è occorso, firmando a fianco. Nelle ultime due colonne sulla destra della figura 1.4 viene riportata una descrizione sintetica dei provvedimenti adottati per risolvere l'inconveniente e la firma con il timbro del tecnico che ha eseguito il lavoro. Un esempio di azione correttiva può essere la sostituzione di un elemento guasto; in questi casi si segnala:

- il Part Number del componente (esso indica una parte specifica dell'assieme, grazie ad esso si può individuare il componente nell' Illustrated Parts Data publication);
- i Serial Numbers individuali del componente sbarcato e di quello imbarcato;
- il codice alfanumerico che identifica il paragrafo del manuale di manutenzione utilizzato per eseguire la sostituzione.

A volte si può valutare di non intervenire subito sull'inconveniente riscontrato ma, se è possibile, si può differire l'azione correttiva come previsto dalla MEL (Minimum Equipment List) o se approvato dalla CAMO. La gestione del differimento viene effettuata tramite un apposito modulo allegato al QTB. La MEL è un documento che contiene l'elenco delle inefficienze ammesse prima di ogni volo relativamente a tutti i sistemi e sottosistemi dell'aeromobile; essa viene redatta dall'esercente del velivolo sulla base della MMEL (Master Minimum Equipment List) emessa dall'azienda costruttrice e deve essere approvata dall'ente dell'aviazione civile. [3]

4) Nella parte dedicata ai dati di impiego nella pagina del QTB si trovano una serie di tabelle, descritte brevemente di seguito.

a) Letture contacicli: dati ricavati dalla Digital Control Unit del motore che devono essere periodicamente registrati.

b) Prove Potenza: dati delle prove di potenza eseguite sul motore (verranno approfonditi nel seguito dell'elaborato).

c) Totali di Funzionamento: ore, atterraggi, cicli motore e cicli del verricello della giornata vengono sommati ai totali del giorno precedente.

d) Prossime scadenze di manutenzione: si segnalano le prossime scadenze per le manutenzioni da eseguire sulla cellula, sui motori e sul verricello, con riferimento alle ore oppure alla data del calendario.

Dopo le tabelle vi è lo spazio dedicato alle Ispezioni, dove si riportano il tipo di manutenzione svolta, la data, il rapporto di lavoro corrispondente e il timbro del tecnico manutentore.

Infine, al fondo della pagina, vi è lo spazio per eventuali note (ad esempio voli parziali IFR) e per l'annotazione del controllo giornaliero con il timbro dell'esecutore, la data ed eventualmente l'ora.

Capitolo 2

L'AW139

2.1 Storia dell'AW139



Figura 2.1: Elicottero AW139. Fonte: Airgreen S.r.l.

L'AW139 è un elicottero multiruolo bimotores costruito dall'azienda italiana Leonardo e commercializzato in diverse parti del mondo. Originariamente il progetto fu sviluppato congiuntamente dalla Agusta e dalla Bell Helicopters, per cui era noto con la sigla AB139; successivamente, nel 2000, vi fu la fusione della Agusta con l'azienda Westland e nel 2005 la Bell cessò la sua collaborazione nel progetto, vendendo la sua intera quota di partecipazione alla AgustaWestland. Da allora gli elicotteri prodotti assunsero la denominazione attuale. [5]

Il progetto di questo aeromobile nacque negli anni '90 con l'intenzione di introdurre sul mercato un elicottero che potesse sostituire la famiglia di elicotteri Bell Huey, utilizzati in molti ambiti operativi fin dalla guerra del Vietnam e prodotti su licenza dall'azienda italiana Agusta (attualmente Divisione Elicotteri di Leonardo).

Il primo volo di un velivolo di pre-produzione fu effettuato il 3 febbraio 2001 presso lo storico stabilimento Agusta di Cascina Costa di Samarate; il primo esemplare di serie uscì dalla fabbrica il 24 giugno 2002. L'elicottero ottenne la certificazione europea (allora l'ente europeo per l'aviazione civile era ancora la JAA, Joint Aviation Authorities) nel giugno 2003 e la certificazione dell'FAA nel dicembre 2004. [6]

Nel 2006 fu annunciata la variante militare denominata AW149, pensata per i ruoli di trasporto truppe, supporto aereo armato, evacuazione medica, SAR, comando e controllo. [7]

L'elicottero fu prodotto inizialmente solo in Italia, in seguito una linea produttiva fu aperta anche negli USA. Inoltre, nel 2009, nacque una joint venture con una società russa per costruire e mantenere gli AW139 destinati al mercato russo. [8]

Nel 2008 la AugustaWestland dichiarò di voler certificare una versione con peso massimo al decollo pari a 6800 kg, mentre nel 2015 venne annunciata un'ulteriore variante con MTOW pari a 7000 kg. [9]

Sempre nel 2015 fu eseguito con successo un test di dry-run sulla trasmissione principale dell'AW139, ovvero una prova di funzionamento senza ricircolo di olio lubrificante (che simula una condizione di guasto critico); per certificare un elicottero il test deve dimostrare il funzionamento della macchina per almeno 30 minuti, ma in questo caso la trasmissione funzionò addirittura per 63 minuti consecutivi, dimostrando la sua notevole affidabilità di fronte ad un guasto così critico. [10]

Attualmente l'elicottero ha trovato una buona accoglienza nel mercato mondiale, operando nel settore del trasporto VIP/Executive, nei servizi di soccorso medico (EMS), nelle operazioni offshore per l'industria petrolifera, nelle missioni Search and Rescue, nella polizia, nel trasporto civile e militare.

In Italia questo aeromobile è stato acquistato da diverse compagnie private ed enti pubblici. L'Aeronautica Militare Italiana ha in servizio (2020) 20 esemplari rinominati HH-139 nelle versioni A e B, utilizzati nel servizio di eliambulanza e Search and Rescue (la sigla HH significa Hospital Helicopter). [11]

2.2 Caratteristiche tecniche e descrizione

Peso Massimo al decollo (MTOW)	6400 kg	14110 lb
	6800 kg	14991 lb
	7000 kg	15430 lb
Lunghezza (con rotori in funzione)	16,66 m	54 ft 08 in
Altezza (con rotori in funzione)	4,98 m	16 ft 04 in
Diametro rotore principale	13,80 m	45 ft 03 in
Diametro rotore di coda	2,70 m	8 ft 10 in
Massima velocità di crociera	306 km/h	165 kt
Quota massima di hovering in effetto suolo	4628 m	15360 ft
Quota massima di hovering fuori dall'effetto suolo	2478 m	8130 ft
Quota di tangenza	6096 m	20000 ft
Massima autonomia chilometrica	1061 km	573 nm
Massima autonomia oraria	5 ore 13 min	5 ore 13 min

Tabella 2.1: Caratteristiche tecniche dell'AW139. Fonte:[12]

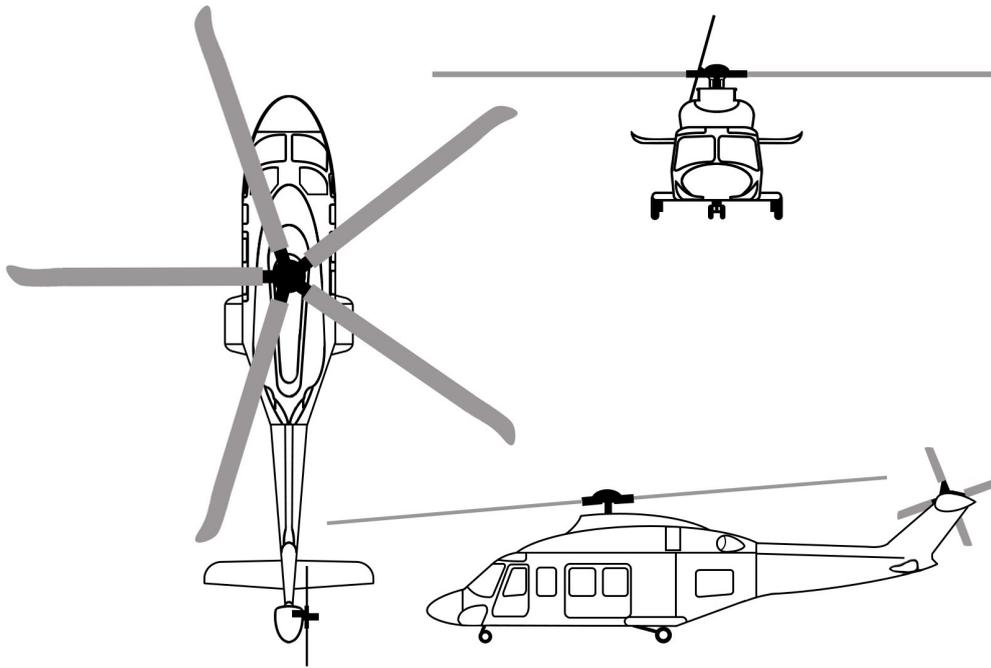


Figura 2.2: Viste in pianta, laterale e frontale di un AW139. Fonte:[13]

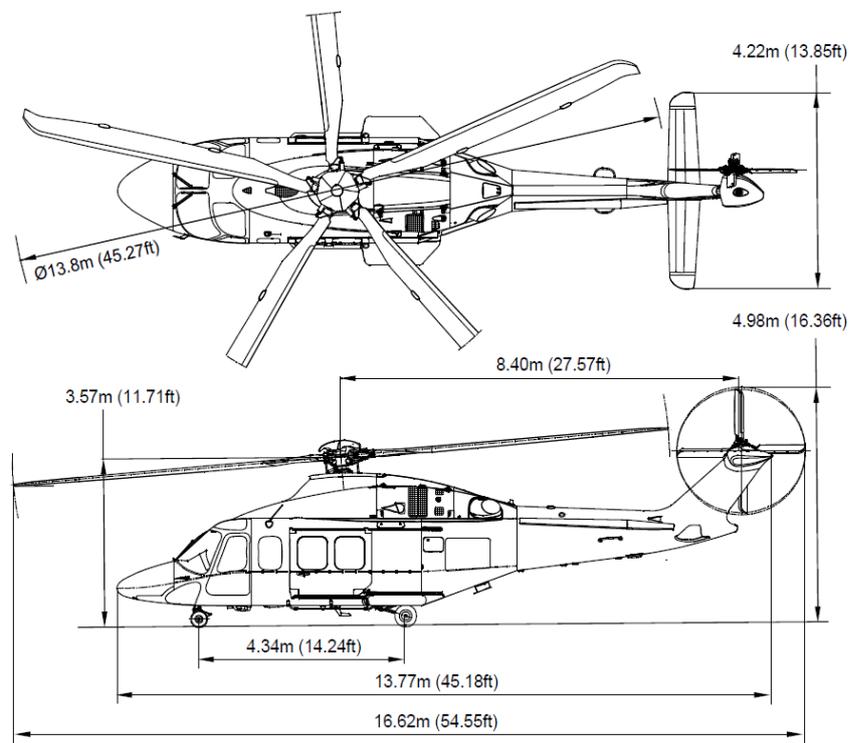


Figura 2.3: Viste quotate in pianta e in prospetto di un AW139. Fonte:[14]

L'AW139 è un elicottero di medie dimensioni con una capienza massima in cabina di 15 passeggeri e 2 membri di equipaggio, anche se l'allestimento interno e il numero di posti a sedere disponibili è legato al tipo di configurazione dell'aeromobile.

Il rotore principale è di tipo articolato con 5 pale (con struttura a sandwich in materiale composito, eccetto per i rivestimenti metallici anticorrosione): questa particolare configurazione permette di avere pale più corte e quindi un ingombro laterale della macchina minore rispetto ad altri elicotteri della stessa classe con prestazioni paragonabili, i quali normalmente hanno un rotore con 4 pale. Avere pale più corte permette di avere una velocità di rotazione superiore (e quindi una velocità di volo maggiore) prima che si verifichino fenomeni di aerodinamica transonica all'estremità della pala. Con rotore di tipo articolato si intende che le cerniere cinematiche che garantiscono i tre gradi di libertà della pala (passo, flappeggio e brandeggio) sono ben distinte nella zona del mozzo e non trasmettono momenti alla radice [2].

Il rotore di coda è anch'esso di tipo articolato ed è costituito da 4 pale; esso è posizionato sul lato destro dell'aeromobile (come illustrato dalla vista in pianta nella Figura 2.3) per bilanciare il momento di coppia generato dalla rotazione antioraria del rotore principale.

I comandi di volo permettono il controllo dell'assetto, della quota e della velocità di volo dell'elicottero; essi includono il sistema di controllo del rotore principale, il sistema di controllo del rotore di coda e il complesso "indicating system" che permette all'equipaggio di avere coscienza della situazione. Per controllare il rotore principale sono presenti in cabina le leve del ciclico e del collettivo che permettono di controllare l'assetto e la direzione di volo della macchina; un apposito sistema elettronico garantisce la sinergia tra i due comandi per muovere gli attuatori idraulici e ottenere la risposta desiderata. Il controllo del rotore di coda è consentito dalla pedaliera, la quale funge anche da freno nelle operazioni a terra. Tutti i comandi di volo sono sdoppiati per essere disponibili sia nella postazione del pilota sia in quella del copilota.

il carrello d'atterraggio è di tipo triciclo retrattile, con il carrello principale dotato di sistema frenante differenziale e di un freno di stazionamento, mentre il carrello anteriore può ruotare per garantire una certa mobilità alla macchina nelle operazioni a terra.

La cellula è suddivisa in 3 sezioni: cockpit, cabina e trave di coda; l'insieme è realizzato con materiali compositi (fibra di carbonio, fibra di vetro, kevlar) e leghe metalliche (alluminio e titanio).

Il glass cockpit è basato sul sistema Honeywell Primus EPIC che integra i sistemi avionici e di controllo automatico dei comandi di volo ed è dotato di 5 schermi LCD (nei primi esemplari erano 4); le funzioni principali svolte dal sistema sono:

- 1) presentare le informazioni sui display multifunzione, con due PFD (Primary Flight Display) e due MFD (Multi-Function Display) suddivisi nella postazione del pilota e del copilota;
- 2) segnalare allarmi all'equipaggio tramite segnali audio e visivi;
- 3) controllare i comandi di volo tramite l'AFCS (Automatic Flight Control System);
- 4) gestire il sistema di comunicazione, il sistema di navigazione, il trasponder, il TCAS (Traffic Alert and Collision Avoidance System), il GPS, il Radio Altitude System;
- 5) FMS (Flight Management System);
- 6) ADS (Air Data System);
- 7) AHRS (Attitude and Heading Reference System);
- 8) Maintenance System.

Altri equipaggiamenti che si possono installare sono il radar meteo, il GPWS (Ground

Proximity Warning System), gli NVG (occhiali per la visione notturna). [15]



Figura 2.4: Cockpit di un AW139. Fonte: [12]

Le configurazioni interne della cabina possono variare a seconda del tipo di impiego, come ad esempio (elenco non esaustivo) [12]:

- standard: 12 posti passeggeri;
- alta densità: 15 posti passeggeri (massima capienza);
- HEMS: 2 barelle e 5 posti per il personale soccorritore + kit medico sanitario;
- VIP/executive: tra i 5 e gli 8 posti passeggeri.

La parte posteriore della cabina ospita i serbatoi del combustibile e il vano bagagli.

Il trave di coda si presenta rivestito di pannelli, con gli impennaggi orizzontali utili per la stabilità longitudinale in moto traslato e un impennaggio verticale che sorregge il rotore anticoppia.

Il sistema idraulico è costituito da due circuiti indipendenti che lavorano alla pressione nominale di 3000 psi (circa 207 bar).

- 1) Il sistema numero 1 fornisce potenza ai tre attuatori del rotore principale e all'attuatore del rotore di coda (Flight Control circuit); oltre a ciò esso permette l'estensione del carrello d'atterraggio (Emergency circuit).
- 2) Il sistema numero 2 fornisce anch'esso potenza agli attuatori dei comandi di volo con un circuito distinto dal primo; inoltre questo impianto fornisce la potenza primaria per l'estrazione e la retrazione del carrello ed è chiamato Utility circuit.

Il sistema elettrico è diviso in 2 sottosistemi.

- 1) Il primario lavora in corrente continua a 28 V alimentato da due generatori mossi da uno dei motori e da due batterie (usate per l'avviamento o in caso di perdita dei generatori).
- 2) il secondario lavora in corrente alternata ed è di tipo duale 115 V - 26 V a 400 Hz monofase; due inverter possono elaborare la corrente continua prodotta a bordo oppure quella fornita da un sistema di alimentazione di terra.

L'energia elettrica viene utilizzata anche per il sistema antighiaccio FIPS (Full Ice Protection System): un equipaggiamento apposito rileva e segnala la formazione di ghiaccio, mentre un circuito provvede a scaldare i bordi delle pale dei rotori e il parabrezza. [16]

L'apparato propulsivo è costituito da 2 motori turboalbero PT6C-67C della Pratt & Whitney Canada. Essi possono erogare fino a 1531 HP (1142 kW) ciascuno,

mentre la massima potenza che può essere trasmessa tramite la scatola d'ingranaggi principale è pari a 2240 HP (1671 kW). [6]

2.3 Impiego in operazioni di elisoccorso

Uno dei settori in cui l'AW139 è ampiamente utilizzato è l'elisoccorso. Questa attività prevede il soccorso sanitario effettuato con l'impiego di elicotteri opportunamente configurati.

I principali motivi per cui l'elicottero viene impiegato in operazioni di soccorso sono:

- 1) garantire l'assistenza sanitaria con tempi d'intervento molto rapidi, soprattutto in luoghi isolati e difficilmente raggiungibili tramite i mezzi terrestri;
- 2) garantire una veloce ospedalizzazione del paziente in una struttura ospedaliera idonea anche quando questa è distante dal luogo in cui esso è stato prelevato;
- 3) il trasporto aereo risulta più confortevole e potenzialmente meno rischioso per la salute del paziente (specialmente se esso ha subito numerosi traumi), dato che un trasporto via terra, se effettuato su strade accidentate, può sottoporre la vittima a sollecitazioni cinetiche prolungate superiori a quelle che può sperimentare su un elicottero. [1]

Gli interventi di elisoccorso sono classificabili in due categorie principali, come elencato di seguito.

1) **Intervento primario:** l'elicottero è inviato dalla centrale operativa di coordinamento direttamente sul luogo dell'incidente o del malore per prestare soccorso (talvolta in sinergia con altri mezzi e squadre). In questa circostanza gli interventi vengono talvolta distinti in:

- operazioni HEMS (Helicopter Emergency Medical Service) che prevedono l'atterraggio "fuori campo" in ambiente non ostile;
- operazioni SAR (Search And Rescue) che prevedono il salvataggio in ambiente ostile di tipo urbano, montano o marittimo nel quale bisogna fare uso del verricello. La distinzione sopra menzionata non esclude la possibilità di utilizzare il verricello in operazioni di tipo HEMS.

2) **Intervento secondario:** l'elicottero viene impiegato per trasferire un paziente (oppure un organo per il trapianto, materiale sanitario, sangue e derivati) da un ospedale ad un altro; in questi casi la missione può essere pianificata ed è identificata come operazione AA (Air Ambulance) oppure HEMS2 (per distinguerla dall'intervento primario, spesso indicato come HEMS1).

In Italia l'elisoccorso opera generalmente in orario diurno (dall'alba al tramonto) e in condizioni di visibilità accettabili; l'attività di volo notturna è consentita solo in alcune basi a patto che sia sempre presente anche un copilota e la macchina sia dotata di tutti gli equipaggiamenti opportuni, come i Night Vision Goggles. L'orario di attività dell'aeromobile resta subordinato all'organizzazione della gestione, che prevede un intervallo di tempo giornaliero necessario per le ispezioni e le normali attività manutentive.

La configurazione della cabina dell'AW139 per le operazioni HEMS (si veda la Figura 2.5) prevede lo spazio per 2 barelle e 5 posti a sedere per il personale medico (composto generalmente da un medico e 1/2 infermieri), il tecnico di volo abilitato all'uso del verricello e il tecnico del Corpo Nazionale del Soccorso Alpino e Speleologico (CNSAS). A bordo sono presenti gli equipaggiamenti sanitari normalmente impiega-

ti nelle emergenze come l'elettrocardiografo, monitor-defibrillatori con trasmissione dell'elettrocardiogramma, ventilatori polmonari automatici, pompe a siringa, termoculla, materiali necessari per il soccorso di pazienti politraumatizzati e barelle verricellabili, nonché un kit medico standard imbarcato su ciascun aeromobile. [17]



Figura 2.5: Configurazione cabina per operazioni HEMS. Fonte: [12]

Lunghezza cabina	2,70 m	8,86 ft
Larghezza cabina	2,10 m	6,89 ft
Altezza cabina	1,42 m	4,66 ft
Larghezza ingresso portellone	1,60 m	5 ft 03 in

Tabella 2.2: Dimensioni della Cabina dell'AW139. Fonte:[12]

L'AW139, confrontato con altri elicotteri della sua categoria, ha una cabina particolarmente spaziosa (con un volume di circa $8 m^3$) e i due ampi portelloni scorrevoli laterali consentono un facile imbarco delle barelle, sia a terra che in volo tramite l'uso del verricello.

Per adoperare il verricello occorre la presenza di un tecnico specializzato (Figura 2.6); tale equipaggiamento necessita di una particolare cura nel suo utilizzo, nel conteggio dei cicli di lavoro e nella manutenzione, in quanto un suo malfunzionamento può portare ad eventi critici o catastrofici. Nei QTB giornalieri viene registrato il numero di volte in cui viene adoperato il verricello, ma questo dato risulta parziale poiché "1 ciclo" corrisponde ad un completo srotolamento e riavvolgimento del cavo e in ambiente operativo solitamente esso non viene del tutto srotolato (il ciclo è solo parziale). Per correggere i conteggi e gestire le scadenze manutentive si utilizza una formula empirica in cui un coefficiente moltiplica il valore dei cicli normalmente segnato sui QTB; in seguito, durante le usuali ispezioni all'equipaggiamento, viene letto il valore del conta cicli ed eventualmente viene aggiornato il dato presente sul Quaderno Tecnico di Bordo e sugli scadenziari.



Figura 2.6: Impiego del verricello su un AW139. Fonte: Airgreen S.r.l.

2.4 Esempio di un'operazione HEMS

In tabella 2.3 è riportato un esempio di registrazione nella pagina di un QTB di tre voli facenti parte di un'operazione HEMS in cui l'elicottero è decollato dalla sua base presso l'aeroporto di Torino-Aeritalia (LIMA) ed è intervenuto sul luogo di un incidente nei pressi del comune di Bussoleno, in Val di Susa. A seguito del recupero del ferito, l'aeromobile lo ha trasportato all'ospedale di Rivoli ed infine è ritornato alla sua base.

	Volo 1	Volo 2	Volo 3
Località Decollo	LIMA	BUSSOLENO	H RIVOLI
Località Atterraggio	BUSSOLENO	H RIVOLI	LIMA
Codice	HEMS1	HEMS1	HEMS1
V/IFR	VFR	VFR	VFR
Ora Start	10:52	/	11:35
Ora Take off	10:55	11:12	11:38
Ora Landing	11:04	11:22	11:41
Ora Stop	/	11:24	11:43
Tempo Start/Stop	/	0:32	0:08
Tempo To/La	0:09	0:10	0:03
Numero Landings	1	1	1
Start Mot. 1	1	/	1
Start Mot. 2	1	/	1
Cicli Verricello	1	/	/

Tabella 2.3: Esempio voli per operazioni HEMS. Fonte: Airgreen S.r.l.

Nel Volo 1 viene eseguita una verricellata e, durante la permanenza dell'aeromobile a Bussoleno, i motori vengono tenuti accesi; in tutti e tre i voli viene eseguito un atterraggio.

La Tabella 2.3 permette di apprezzare sotto il profilo quantitativo la rapidità con cui si muove l'elicottero da un luogo all'altro; la distanza in linea d'aria tra l'aeroporto LIMA e Bussoleno è di 36,5 km: ipotizzando che il velivolo si sia mosso in linea retta ha impiegato soltanto 9 minuti a percorrerli. Il consumo orario di combustibile (Jet A-1) di un elicottero varia in funzione di molti fattori, come la velocità di volo, la densità dell'aria, il payload trasportato, etc.; approssimativamente per un AW139 si aggira intorno ai 350 kg/ora.



Figura 2.7: Distanza LIMA - Bussoleno. Fonte: Google Maps

Capitolo 3

Il motore PT6C-67C

Il seguente capitolo si concentra sul motore che equipaggia l'elicottero AW139: dopo un breve accenno alla storia di questo propulsore, viene trattata l'architettura e le singole parti che costituiscono l'insieme e concorrono al suo funzionamento.

3.1 Storia

Il motore PT6C-67C fa parte della numerosa famiglia di propulsori aeronautici PT6 sviluppati dall'azienda Pratt & Whitney Canada e impiegati per la motorizzazione di aerei turboprop ed elicotteri fin dagli anni '60. Il progetto iniziale fu sviluppato a partire dal 1958 con l'obiettivo di creare un piccolo turbomotore con turbina libera di potenza, adatto ad equipaggiare gli aerei ad elica, che potesse sostituire i tradizionali motori a pistoni in uso fino ad allora; il primo test di volo fu effettuato il 30 maggio 1961, imbarcando il propulsore sul muso di un aereo Beech 18 opportunamente modificato (Figura 3.1).



Figura 3.1: Beech 18 modificato per testare il nuovo motore. Fonte: [18]

Sul velivolo usato come banco di prova furono condotti numerosi test a diverse quote e temperature per valutare le prestazioni del nuovo motore, il consumo specifico, la regolazione, l'avviamento, le vibrazioni, il rumore, etc.

Il primo modello di questa famiglia di propulsori venne certificato nel dicembre 1963 ed entrò in servizio nel 1964 come "PT6A-6"; il primo impiego operativo avvenne sull'aereo bimotore Beechcraft King Air. Da quel momento in poi la carriera di questo motore è proseguita con le sue numerose varianti ed applicazioni, mantenendo sempre la configurazione originale degli anni '60 (con qualche aggiornamento). Piccola nota: ad un osservatore esterno questo propulsore appare installato sugli aeromobili in posizione invertita rispetto al verso convenzionale poiché la presa d'aria si trova nella parte posteriore e lo scarico in quella anteriore. [18]

I motori della famiglia PT6 hanno dimostrato nel tempo una notevole affidabilità, con un rateo di spegnimenti in volo dell'ordine di 1 ogni 650 000 ore di funzionamento; oggi sono utilizzati a bordo di aerei ad elica, sugli elicotteri (il PT6C-67C a bordo dell'AW139), sugli hovercraft, su mezzi terrestri e navali, sul convertiplano AW609 e anche presso installazioni industriali. [19]

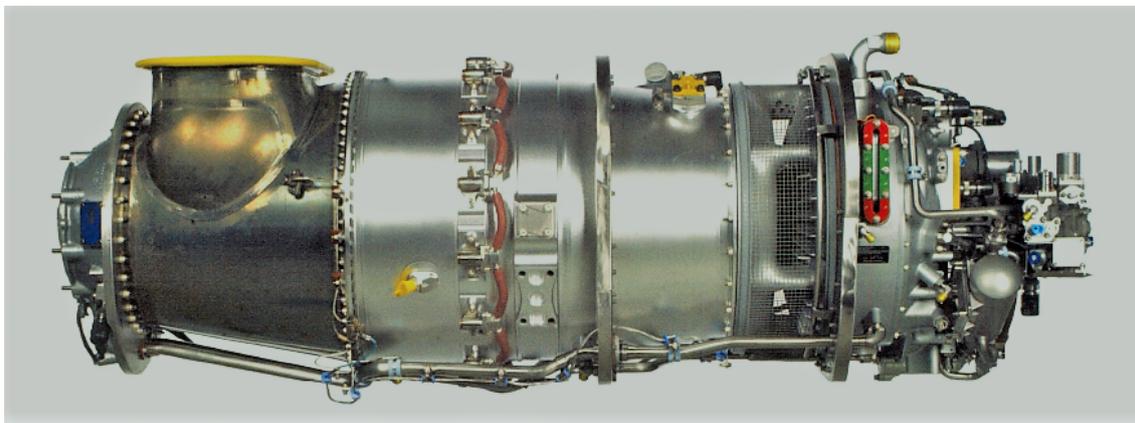


Figura 3.2: Motore PT6C-67C. Fonte: [20]

3.2 Architettura e caratteristiche tecniche

Il PT6C-67C è un motore turboalbero suddiviso nelle seguenti parti:

- 1) presa d'aria;
- 2) compressore con 4 stadi assiali e 1 centrifugo;
- 3) camera di combustione anulare a flusso invertito (reverse flow annular combustion chamber);
- 4) turbina del gas generator a singolo stadio;
- 5) turbina libera di potenza con 2 stadi;
- 6) condotto di scarico.

Il termine gas generator indica l'insieme di compressore, combustore e turbina di alta pressione.

Gli alberi su cui ruotano le parti rotanti sono due: il primo è quello che unisce il compressore e la turbina del gas generator (GG) e il secondo è quello della turbina libera di potenza (TL) che trasmette la coppia alla trasmissione principale dell'elicottero.

Il motore turboalbero (o turboshaft in inglese) è un tipo di macchina a flusso continuo che sfrutta l'espansione di gas caldi in turbina per generare potenza (e non spinta), prelevando quanta più energia disponibile dal flusso e avendo velocità di scarico relativamente ridotte. La potenza sviluppata viene utilizzata per mettere in rotazione il rotore principale dell'elicottero, il rotore di coda e diverse utenze.

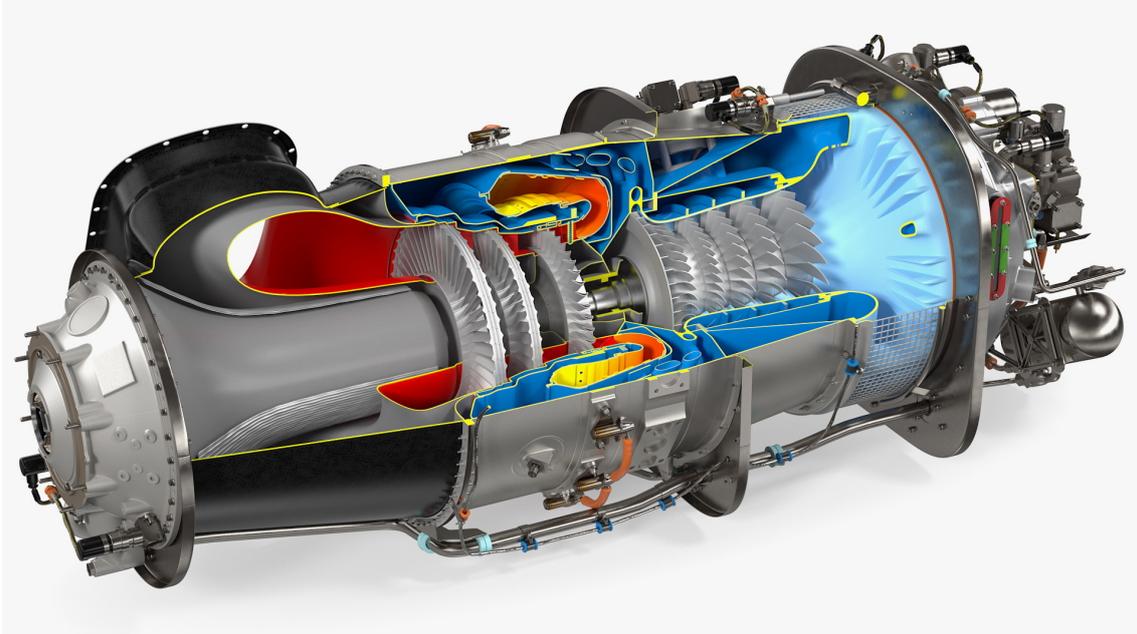


Figura 3.3: Modello 3D del motore PT6C-67C sezionato. Fonte: [21]

PT6C-67C	Caratteristiche tecniche
Numero giri Gas Generator (100%)	39200 rpm
Numero giri turbina libera (100%)	21000 rpm
Rapporto di compressione	12:1
Portata d'aria	12 lb/s / 5,44 kg/s
Lunghezza	64,31 inches / 1634 mm
Diametro	25,28 inches / 642 mm
Peso specifico (Dry)	419,5 lb / 190,3 kg
Peso totale approssimativo	467,8 lb / 212,2 kg
Capacità serbatoio dell'olio	8,45 US quarts / 8 litri

Tabella 3.1: Alcune caratteristiche tecniche del PT6C-67C. Fonte: [22]

Nella Figura 3.3 è riportato un modello 3D [21] del motore sezionato dove è possibile osservare le parti prima elencate, avanzando da destra verso sinistra.

1) La presa d'aria è a destra dell'immagine, con la parte colorata in azzurro che assolve da un lato alla funzione di incanalare l'aria verso il compressore e dall'altro di contenere l'olio lubrificante; una grata metallica serve per impedire l'ingresso di oggetti estranei all'interno della macchina.

2) Il compressore è rappresentato con le sole palette rotoriche di ciascuno stadio; la girante centrifuga è ben distinguibile dalle altre assiali per il fatto che convoglia l'aria radialmente rispetto all'asse longitudinale del motore.

3) Il combustore anulare, con il suo caratteristico aspetto ritorto su se stesso, è identificato nella cavità interna da un colore giallo tendente all'arancio; questa variazione cromatica segna il passaggio dalla parte fredda (compressore) alla parte calda della macchina (combustore e turbina).

4) Il rotore della turbina monostadio che trasmette il moto rotativo al compressore si trova subito a valle del relativo statore.

5) La turbina libera di potenza con i suoi 2 stadi espande il gas proveniente dalla prima turbina e trasmette il moto all'albero in uscita verso la trasmissione (nella Figura 3.3 l'albero non è visibile).

6) Il condotto di scarico convoglia il gas espanso fuori dal motore.

Il motore può essere avviato automaticamente o per via manuale tramite uno starter/generator elettrico controllato dall'Electronic Engine Control (EEC) nell'AUTO mode oppure dalla Ground Controlled Unit (GCU) nel MANUAL mode. Per l'accensione sono presenti due candele di accensione (spark igniters) nel combustore che danno avvio alla combustione. La portata di combustibile viene iniettata da 14 iniettori (o spruzzatori) posti ad intervalli regolari intorno alla camera. All'avviamento gli spark igniters alimentati da una corrente ad alto voltaggio infiammano la miscela aria-combustibile; una volta raggiunta la velocità di reazione sufficiente affinché la combustione si autosostenga, le candele di accensione smettono di funzionare automaticamente.

Il Fuel Management Module (FMM) si occupa di gestire il corretto afflusso di combustibile alla camera di combustione dove sono presenti i 14 spruzzatori visibili (esternamente) nella Figura 3.3 e connessi da tubicini arancioni.

Al di sopra del compressore è presente una bleed valve che ha lo scopo, nelle fasi a basso regime di giri, di spillare aria dal compressore e convogliarla verso dei fori orientati situati nella presa d'aria per facilitare il corretto angolo di ingresso dell'aria nel primo rotore ed evitare il fenomeno dello stallo.

Il sistema EEC è collegato ad un dispositivo elettro-idro-meccanico che permette un controllo preciso della velocità di rotazione dell'albero di uscita e permette di gestire le variazioni nella richiesta di potenza. Tutti i parametri del motore sono monitorati da questo sistema elettronico per garantirne il buon funzionamento sia nelle condizioni operative normali (due motori in funzione), sia in caso di avaria ad uno dei propulsori (Engine Inoperative Operation, OEI).

Diversi sensori presenti nel motore permettono di rilevare dati utili per valutarne il funzionamento: coppia trasmessa all'albero di uscita, numero di giri, temperatura presente tra le turbine, pressione dell'olio, etc.

L'olio lubrificante è contenuto in un serbatoio integrato tra la presa d'aria e la scatola degli ingranaggi; esso viene inviato in pressione in vari punti della macchina con lo scopo di lubrificare, raffreddare e mantenere puliti i cuscinetti e le parti rotanti.

I 5 principali cuscinetti presenti nel motore, indicati nella Figura 3.4, svolgono le seguenti funzioni:

- n. 1 e 5 sono cuscinetti a sfera e assorbono carichi assiali e radiali, mantenendo in posizione l'assieme;
- n. 2,3,4 sono cuscinetti a rulli e assorbono solo carichi radiali, permettendo un certo movimento assiale dovuto all'espansione termica.

Tutti i cuscinetti sono lubrificati con l'olio in pressione, che viene drenato dalle cavità per gravità, tramite soffiaggio oppure con una pompa di drenaggio dedicata.

Il cuscinetto n.1 ha un alloggiamento flessibile che permette di smorzare le forti vibrazioni provenienti dai rotori del compressore. la manutenzione dei cuscinetti è un'operazione complessa, data la loro posizione all'interno del motore, per cui deve essere svolta dalla casa madre; in linea di volo si provvede soltanto al controllo del livello dell'olio e della sua pressione nel circuito. [20]

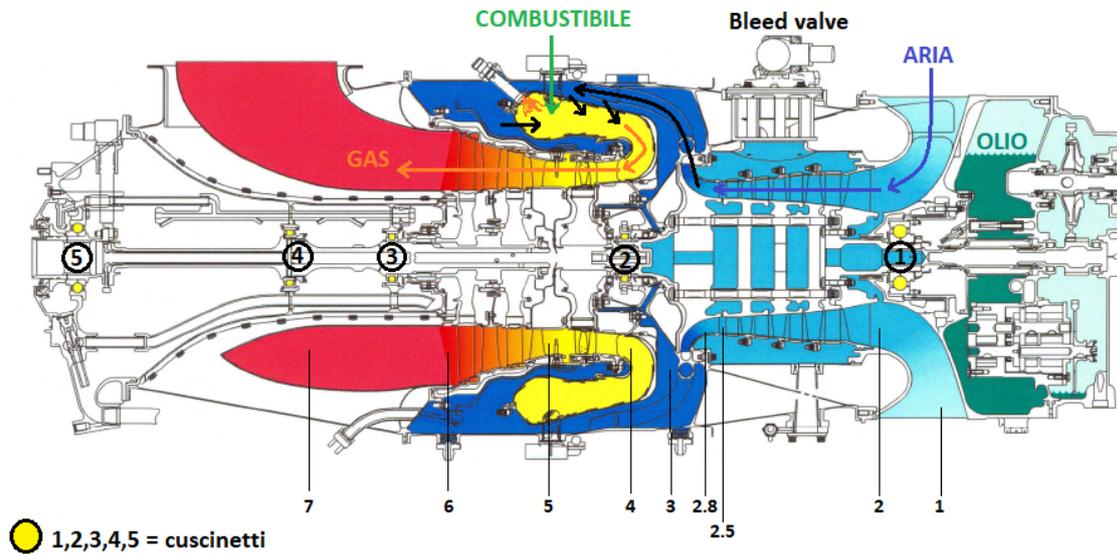


Figura 3.4: Sezione longitudinale del motore. Fonte: [20]

PT6C-67C	HP	Max ITT (°C)	N_{GG} [rpm]	N_{TL} [rpm]
Take Off (5 minuti) AEO*	1679	775	40102	21483
Maximum continuous AEO*	1531	735	39200	21000
*All Engine Operating				

Tabella 3.2: Prestazioni di un singolo motore PT6C-67C. Fonte: [20]

3.3 Ciclo termodinamico al Take-Off

Tracciare il ciclo termodinamico permette di valutare numericamente le grandezze in gioco durante il funzionamento del motore in una fase operativa importante come il decollo (Take-Off). Il procedimento illustrato di seguito è sostanzialmente un processo di "Reverse engineering", poiché il motore esiste già e si vuole ricavare il suo ciclo termodinamico. Per farlo si parte dal fissare le condizioni ambiente, le proprietà dei fluidi e alcuni dati disponibili sul propulsore; poi, tramite il procedimento elencato, si va a calcolare puntualmente i valori di pressione e temperatura all'uscita dai diversi componenti. I rendimenti sono ipotizzati basandosi sui dati disponibili in letteratura [23][24]. La potenza erogata all'uscita dall'albero della turbina libera è assunta come valore di targa e tramite la sua conoscenza si valuta la percentuale della potenza prodotta dal motore destinata al gas generator.

3.3.1 Condizioni di volo

$$p_{ambiente} = 101\,325 \text{ Pa}$$

$$T_{ambiente} = 288,15 \text{ K}$$

$$\rho_{ambiente} = 1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$M_0 = 0$$

3.3.2 Proprietà dei fluidi

Si suppongono le proprietà dei fluidi costanti, ovvero indipendenti dalla temperatura e dalla composizione dei gas combustibili.

$$\gamma = \gamma_{aria} = 1,40$$

$$\gamma' = \gamma_{gas} = 1,33$$

$$C_{p_{aria}} = 1005 \frac{\text{J}}{\text{kg} * \text{K}}$$

$$C_{p_{gas}} = 1150 \frac{\text{J}}{\text{kg} * \text{K}}$$

$$H_i = 42\,600\,000 \frac{\text{J}}{\text{kg}}$$

3.3.3 Dati e prestazioni del motore

Nell'elenco sono riportati i dati disponibili sul motore in esame. Il rapporto di compressione totale $\beta_{\text{TOT compressore}}$ (pressione a valle/pressione a monte) viene suddiviso in rapporti di compressione parziali: 4 stadi assiali, punto di spillamento dell'aria destinata alla bleed valve, diffusore centrifugo. T_4° rappresenta la temperatura totale di ingresso nella turbina del gas generator. Per quanto riguarda le prestazioni il simbolo η indica il rendimento di un componente e ϵ la perdita di pressione del flusso d'aria che lo attraversa.

$$\beta_{\text{TOT compressore}} = 12$$

$$\beta_{\text{stadi assiali}} = 3,75$$

$$\beta_{\text{bleed}} = 1,60$$

$$\beta_{\text{diffusore centrifugo}} = 2$$

$$T_4^\circ = 1523 \text{ K}$$

$$N_{GG} = 40\,102 \text{ rpm}$$

$$N_{TL} = 21\,483 \text{ rpm}$$

$$P_{\text{disponibile}} = 1679 \text{ HP} = 1251,40 \text{ kW}$$

$$\dot{m}_0 = 5,44 \text{ kg/s}$$

$$\begin{aligned}
 \epsilon_{presa} &= 1 \\
 \eta_{compressore\ assiale} &= 0,90 \\
 \eta_{compressore\ centrifugo} &= 0,85 \\
 \eta_{combustore} &= 0,99 \\
 \epsilon_{combustore} &= 0,03 \\
 \eta_{turbinaGG} &= 0,90 \\
 \eta_{turbinaTL} &= 0,90 \\
 \eta_{meccanico} &= 0,99 \\
 \eta_{scarico} &= 0,90
 \end{aligned}$$

3.3.4 Presa d'aria 1 → 2

$$p_1^\circ = p_{ambiente} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3.1)$$

$$T_1^\circ = T_{ambiente} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right) \quad (3.2)$$

$$p_2^\circ = \epsilon_{presa} \cdot p_1^\circ \quad (3.3)$$

$$T_2^\circ = \epsilon_{presa} \cdot T_1^\circ \quad (3.4)$$

3.3.5 Compressione 4 stadi assiali 2 → 2.5

$$p_{2,5}^\circ = \beta_{stadi\ assiali} \cdot p_2^\circ \quad (3.5)$$

$$T_{2,5,is}^\circ = T_2^\circ \cdot \beta_{stadi\ assiali}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (3.6)$$

$$T_{2,5}^\circ = T_2^\circ \left[1 + \frac{1}{\eta_{compressore\ assiale}} \left(\beta_{stadi\ assiali}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right] \quad (3.7)$$

$$L_{stadi\ assiali} = Cp_{aria} \cdot T_{2,5}^\circ \left[\frac{1}{\eta_{compressore\ assiale}} \cdot \left(\beta_{stadi\ assiali}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right] \quad (3.8)$$

3.3.6 Bleed valve 2.5 → 2.8

La compressione in questo tratto della macchina è generata dal rotore dello stadio centrifugo.

$$p_{2,8}^\circ = \beta_{bleed} \cdot p_{2,5}^\circ \quad (3.9)$$

$$T_{2,8,is}^\circ = T_{2,5}^\circ \cdot \beta_{bleed}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (3.10)$$

$$T_{2,8}^\circ = T_{2,5}^\circ \left[1 + \frac{1}{\eta_{compressore\ centrifugo}} \left(\beta_{bleed}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right] \quad (3.11)$$

$$L_{rotore\ centrifugo} = Cp_{aria} \cdot T_{2,8}^\circ \left[\frac{1}{\eta_{compressore\ centrifugo}} \cdot \left(\beta_{bleed}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right] \quad (3.12)$$

3.3.7 Compressione diffusore centrifugo 2.8 → 3

La compressione in questo tratto della macchina è generata dai diffusori dello stadio di compressore centrifugo. Nella trattazione che segue $L_{\text{compressore}}$ indica il lavoro massico assorbito dal compressore, mentre $P_{\text{assorbita compressore}}$ indica la potenza assorbita.

$$p_3^\circ = \beta_{\text{diffusore centrifugo}} \cdot p_{2,8}^\circ \quad (3.13)$$

$$T_{3, \text{is}}^\circ = T_{2,8}^\circ \cdot \beta_{\text{diffusore centrifugo}}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (3.14)$$

$$T_3^\circ = T_{2,8}^\circ \left[1 + \frac{1}{\eta_{\text{compressore centrifugo}}} \left(\beta_{\text{diffusore centrifugo}}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right] \quad (3.15)$$

$$L_{\text{diffusore centrifugo}} = Cp_{\text{aria}} \cdot T_3^\circ \left[\frac{1}{\eta_{\text{compressore centrifugo}}} \cdot \left(\beta_{\text{diffusore centrifugo}}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right] \quad (3.16)$$

$$L_{\text{compressore}} = L_{\text{stadi assiali}} + L_{\text{rotore centrifugo}} + L_{\text{diffusore centrifugo}} \quad (3.17)$$

$$P_{\text{assorbita compressore}} = \dot{m}_0 \cdot L_{\text{compressore}} \quad (3.18)$$

3.3.8 Combustore 3 → 4

$$p_4^\circ = p_3^\circ (1 - \epsilon_{\text{combustore}}) \quad (3.19)$$

$$\alpha = \frac{\eta_{\text{combustore}} \cdot Hi}{Cp_{\text{gas}}(T_4^\circ - T_3^\circ)} - 1 \quad (3.20)$$

$$f = \frac{1}{\alpha} \quad (3.21)$$

$$\dot{m}_{\text{fuel}} = f \cdot \dot{m}_0 \quad (3.22)$$

3.3.9 Turbina del Gas Generator 4 → 5

Il rapporto di espansione β viene espresso nei successivi componenti come rapporto tra la pressione a monte (maggiore) diviso la pressione a valle (minore). Il termine $P_{\text{turbinaGG}}$ indica la potenza complessiva prodotta dalla turbina del gas generator che viene interamente assorbita (a meno delle perdite meccaniche) dal compressore.

$$L_{\text{turbinaGG}} = \frac{1}{\eta_{\text{meccanico}}} \frac{\alpha}{\alpha + 1} L_{\text{compressore}} \quad (3.23)$$

$$P_{\text{turbinaGG}} = L_{\text{turbinaGG}} \cdot (\dot{m}_{\text{fuel}} + \dot{m}_0) \quad (3.24)$$

$$T_5^\circ = T_4^\circ - \frac{L_{\text{turbinaGG}}}{Cp_{\text{gas}}} \quad (3.25)$$

$$T_{5, \text{is}}^\circ = T_4^\circ - \frac{L_{\text{turbinaGG}}}{Cp_{\text{gas}} \cdot \eta_{\text{turbinaGG}}} \quad (3.26)$$

$$\beta_{\text{turbinaGG}} = \left(\frac{T_4^\circ}{T_{5, \text{is}}^\circ} \right)^{\frac{\gamma'}{\gamma'-1}} \quad (3.27)$$

$$p_5^\circ = \frac{p_4^\circ}{\beta_{\text{turbinaGG}}} \quad (3.28)$$

3.3.10 Turbina Libera di Potenza 5 → 6

La turbina libera espande i gas combusti ricevuti dalla turbina legata al compressore, producendo la coppia (e quindi la potenza) che effettivamente viene misurata all'uscita dal propulsore.

$$P_{TL} = P_{\text{disponibile}} \cdot \eta_{\text{meccanico}} \quad (3.29)$$

$$L_{\text{turbinaTL}} = \frac{P_{TL}}{\dot{m}_0} \quad (3.30)$$

$$T_6^\circ = T_5^\circ - \frac{L_{\text{turbinaTL}}}{Cp_{\text{gas}}} \quad (3.31)$$

$$T_{6,\text{is}}^\circ = T_5^\circ - \frac{L_{\text{turbinaTL}}}{Cp_{\text{gas}} \cdot \eta_{\text{turbinaTL}}} \quad (3.32)$$

$$\beta_{\text{turbinaTL}} = \left(\frac{T_5^\circ}{T_{6,\text{is}}^\circ} \right)^{\frac{\gamma'}{\gamma'-1}} \quad (3.33)$$

$$p_6^\circ = \frac{p_5^\circ}{\beta_{\text{turbinaTL}}} \quad (3.34)$$

3.3.11 Condotto di scarico 6 → 7

Nella fase di decollo il valore di β_{scarico} è inferiore al $\beta_{\text{critico}} = 1,85$, per cui, come è lecito aspettarsi, l'ugello è adattato ed espande fino alla pressione ambiente i gas provenienti dalla turbina libera.

$$\beta_{\text{scarico}} = \frac{p_6^\circ}{p_{\text{ambiente}}} \quad (3.35)$$

$$\beta_{\text{cr}} = \left(\frac{\gamma' + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma'}{\gamma'-1}} \quad (3.36)$$

$$w_7 = \sqrt{2Cp_{\text{gas}} \cdot \eta_{\text{scarico}} \cdot T_6^\circ \left(1 - \frac{1}{\beta_{\text{scarico}}^{\frac{\gamma'}{\gamma'-1}}} \right)} \quad (3.37)$$

$$T_7 = T_6^\circ - \frac{w_7^2}{2Cp_{\text{gas}}} \quad (3.38)$$

$$p_7 = \frac{p_6^\circ}{\beta_{\text{scarico}}} \quad (3.39)$$

3.3.12 Risultati

I valori ottenuti sono in buona approssimazione compatibili con il tipo di motore [23][25][26] e le informazioni disponibili sul PT6C-67C [20].

$$\beta_{\text{turbinaGG}} = 4,14$$

$$\beta_{\text{turbinaTL}} = 2,47$$

$$\beta_{\text{scarico}} = 1,14$$

$$\beta_{\text{espansione}} = \beta_{\text{turbinaGG}} \cdot \beta_{\text{turbinaTL}} \cdot \beta_{\text{scarico}} = 11,64$$

$$\alpha = 40,52$$

$$P_{\text{assorbita compressore}} = 2583916 \text{ W} = 2583,92 \text{ kW}$$

$$P_{\text{turbinaGG}} = 2610016 \text{ W} = 2610,02 \text{ kW}$$

$$P_{\text{turbinaTL}} = 1264008 \text{ W} = 1264,00 \text{ kW}$$

$$P_{\text{complessiva prodotta}} = 3874024 \text{ W} = 3874,02 \text{ kW}$$

$$\text{Potenza Specifica} = 230,91 \times 10^3 \frac{\text{J}}{\text{kg}} = 230,91 \frac{\text{kW}}{\text{kg/s}}$$

$$\text{Consumo Specifico della Potenza} = 1,07 \times 10^{-7} \frac{\text{kg}}{\text{J}} = 0,39 \frac{\text{kg}}{\text{kWh}}$$

$$\eta_{\text{termodinamico}} = \frac{P_{\text{disponibile}}}{P_{\text{complessiva prodotta}}} = 0,32$$

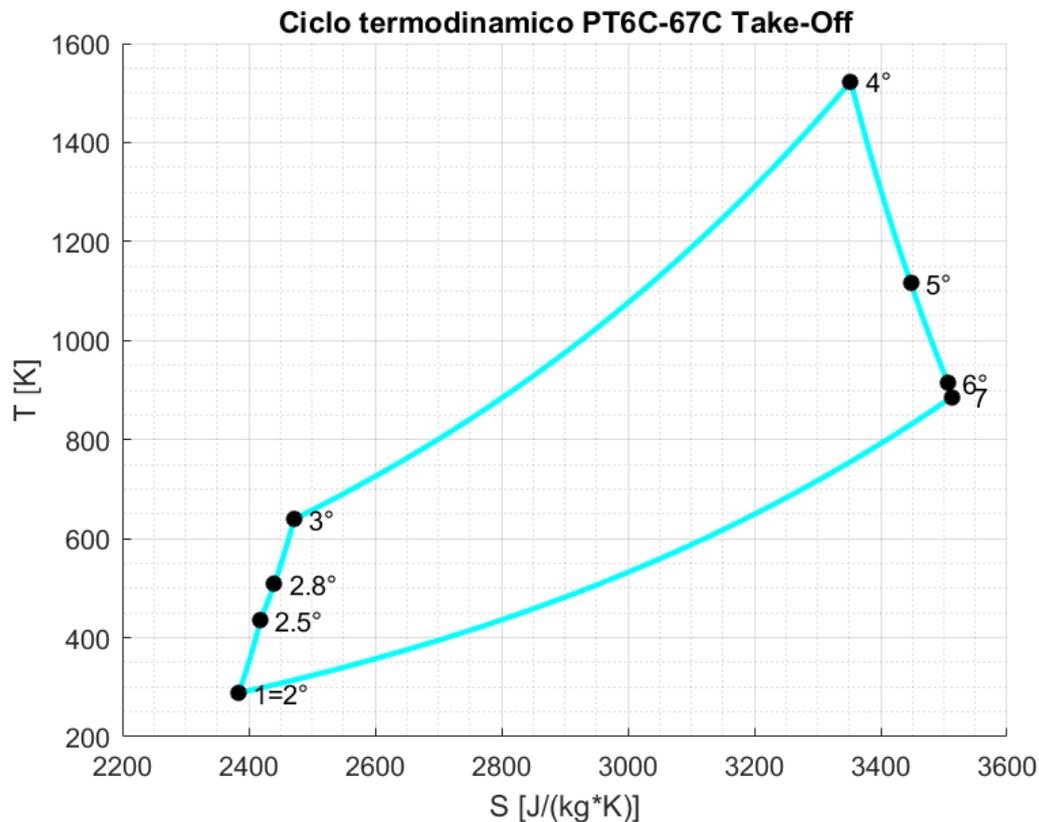


Figura 3.5: Ciclo termodinamico rappresentato sul diagramma entropia-temperatura. Fonte: A.3

Percentuale P assorbita dal compressore = 67,37 %

Percentuale P assorbita dalla turbina libera = 32,63 %

Ciclo termodinamico	Pressioni [Pa]	Temperature [K]
1=1°	101325	288,15
2°	101325	288,15
2.5°	379970	435,06
2.8°	607950	508,62
3°	1215900	639,67
4°	1179423	1523,00
5°	284939	1115,85
6°	115231	913,80
7	101325	885,39

Tabella 3.3: Risultati del ciclo termodinamico in unità di misura del Sistema Internazionale. Fonte: A.3

Ciclo termodinamico	Pressioni [psi]	Temperature [°C]
1=1°	14,70	15,00
2°	14,70	15,00
2.5°	55,11	161,91
2.8°	88,17	235,47
3°	176,35	366,52
4°	171,05	1249,85
5°	41,33	842,70
6°	16,71	640,65
7	14,70	612,24

Tabella 3.4: Risultati del ciclo termodinamico in psi e °C. Fonte: A.3

Dal grafico del ciclo termodinamico è visivamente possibile osservare come buona parte dell'espansione dei gas avviene nella turbina legata al compressore, mentre una quota inferiore di lavoro viene estratta per muovere l'albero di trasmissione della coppia; l'espansione nel condotto di scarico è trascurabile.

3.4 Presa d'aria

La presa d'aria è il primo componente che si incontra nello studio del motore e ha lo scopo di garantire l'ingresso della portata d'aria necessaria alla combustione e al raffreddamento. Nel caso dei motori turboalbero tale componente non presenta una geometria adatta ad elaborare grosse portate d'aria come avviene nel caso dei motori turboventola (turbofan). In particolare, nel motore in esame, essa è una semplice apertura radiale, protetta da una grata metallica, che permette l'aspirazione di una portata dell'ordine dei 5-6 kg/s a regime. La grata protegge i componenti successivi dall'ingestione accidentale di corpi estranei quali viti, sassolini, piccoli pezzi metallici, etc. (comunemente indicati con la sigla FOD, Foreign Object Debris).

Il case della presa ha una forma tronco-conica ed è fabbricato in alluminio; tale componente, oltre a convogliare l'aria, assolve anche alle seguenti funzioni:

- parete del serbatoio dell'olio con alettature per il raffreddamento;
- fornire supporto al cuscinetto a sfera numero 1.

Sei montanti equi-spaziati suddividono l'apertura d'ingresso in sei spicchi. Ogni montante ha dei piccoli fori sagomati che, in particolari condizioni (basso numero di giri, brusche accelerazioni), soffiano aria in pressione spillata dalla stazione 2.8 per variare l'angolo di incidenza relativo dell'aria in ingresso sulle palette del rotore del primo stadio ed evitarne così lo stallo.

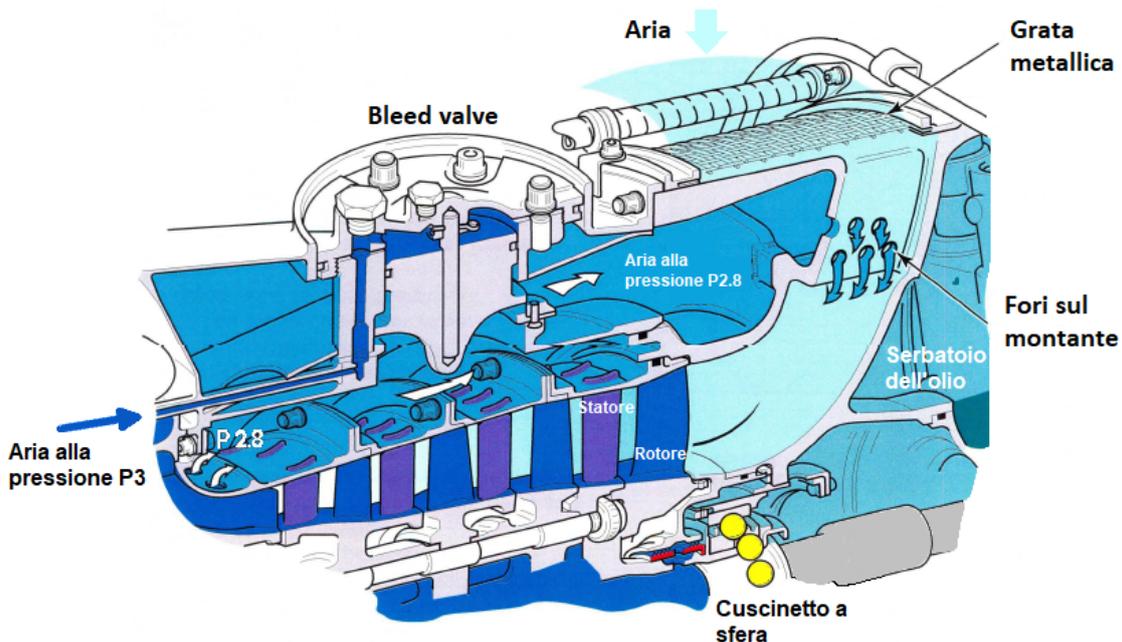


Figura 3.6: Vista sezionata della zona di ingresso dell'aria. Fonte: [20]

3.5 Bleed valve

La bleed valve assolve alla funzione di spillare in modo automatico l'aria in pressione necessaria per evitare il fenomeno dello stallo sulle palette rotoriche del primo stadio di compressione assiale; in questo modo è possibile evitare il pompaggio del compressore quando il numero di giri è diverso rispetto al valore di progetto.

Quando la bleed valve è aperta, come rappresentato in Figura 3.6, l'aria proveniente dalla girante centrifuga (stazione 2.8) viene convogliata all'interno dell'intercapedine (tra il case interno e quello esterno) verso i fori sagomati sui montanti dai quali esce sotto forma di piccoli getti che imprimono un "moto vorticoso" all'aria in ingresso nella presa (più correttamente si usa il termine inglese "swirling"); tali getti permettono di ridurre l'angolo di incidenza del flusso sulle palette che quando è eccessivo può ridurre l'efficienza e, nella peggiore ipotesi, causare lo stallo (le palette hanno un calettamento fisso che le rende ottimizzate per funzionare in condizioni di progetto). L'uso della bleed valve garantisce buone prestazioni del propulsore anche nelle condizioni fuori progetto, per esempio in caso di brusche variazioni del numero di giri.

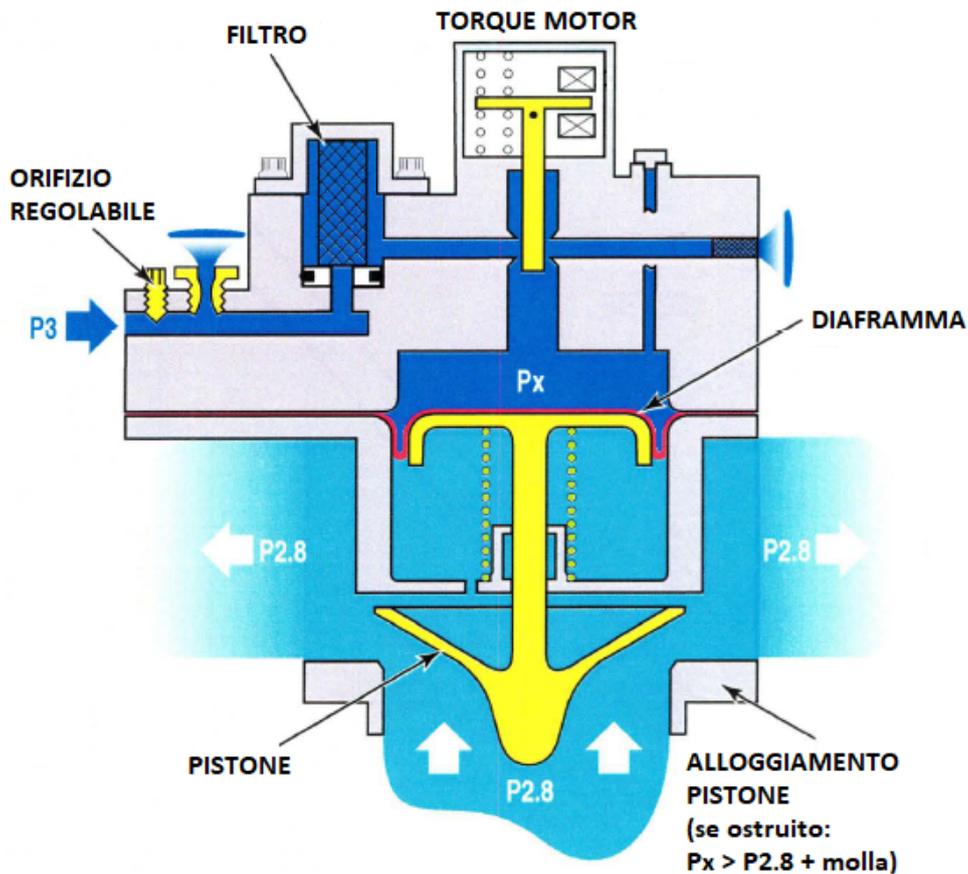


Figura 3.7: Sezione illustrativa della bleed valve. Fonte: [20]

Nella Figura 3.7 sono identificabili le parti principali della valvola:

- 1) un pistone che può scorrere all'interno della sua sede ed è caricato con una molla;
- 2) un diaframma che fa da tenuta tra due aree a pressioni differenti;
- 3) un filtro che impedisce l'ingresso delle impurità nella valvola (es: frammenti metallici);
- 4) un torque motor controllato dall' Engine Electronic Control;
- 5) una vite per registrare l'ampiezza dell'orifizio da cui entra l'aria alla pressione P3.

Osservando la Figura 3.7 è possibile comprendere il funzionamento della bleed valve. L'aria, alla pressione P3, entra nella valvola attraverso un orifizio regolabile,

subisce un leggero calo di pressione passando attraverso il filtro (oltre il quale la pressione è indicata con P_x , proporzionale alla P_3) e agisce sulla testa del pistone, restando separata dalla parte inferiore della valvola tramite un diaframma elastico.

L'aria alla pressione $P_{2.8}$ viene spillata dalla girante dello stadio centrifugo ed agisce sulla parte inferiore del pistone.

Quando il numero di giri è basso, come succede ad esempio all'avviamento, la pressione P_3 presente all'uscita dal diffusore dello stadio centrifugo è ancora relativamente bassa e non è in grado di bilanciare la pressione $P_{2.8}$ e la tensione della molla che agisce sul pistone, per cui quest'ultimo si alza e lascia entrare l'aria alla pressione $P_{2.8}$ che viene convogliata verso i fori presenti nei montanti della presa d'aria. Una volta che il numero di giri ha raggiunto un valore prestabilito e la pressione P_3 è sufficientemente alta, il pistone scende e occlude l'ingresso dell'aria alla pressione $P_{2.8}$, facendo cessare di conseguenza i getti d'aria presenti nella presa.

In caso di una repentina variazione del numero di giri del motore, a causa di una richiesta di maggiore o minore potenza da parte del pilota, esiste il rischio che si instauri una condizione di stallo rotante sulle palette del compressore. Per evitare ciò l'EEC controlla l'apertura della bleed valve tramite un torque motor che permette, in caso di necessità, una celere apertura della valvola e consente di gestire variazioni molto rapide dell'accelerazione del motore senza che questo si danneggi.

3.5.1 Azioni manutentive sulla valvola

La manutenzione della bleed valve può essere di due tipi: On-Condition e Unscheduled. Nel primo caso si eseguono piccoli interventi come la sostituzione del filtro e la pulizia, nel secondo caso si va ad eseguire dei check per verificare la corretta chiusura della valvola, per individuare perdite di aria attraverso le tenute oppure danni al pistone e al suo alloggiamento.

La tipica manutenzione che rivela un malfunzionamento è il "Closing Point Check":

- 1) si connette un trasduttore di pressione ad una apposita valvola di accesso tramite un tubo e un adattatore per misurare la $P_{2.8}$ presente nell'intercapedine tra case interno ed esterno;
- 2) si disconnette il connettore elettrico che manda informazioni sul funzionamento della valvola all'EEC e ci si assicura che il filtro sia pulito;
- 3) si avvia il motore, stabilizzandolo alla condizione di ground idle, e si registra la OAT (Outside Air Temperature);
- 4) si aumenta progressivamente il numero di giri del motore fino a quando non si azzeri il salto di pressione all'interno dell'intercapedine (la valvola si chiude e l'aria alla pressione $P_{2.8}$ non può più passare);
- 5) si ripete il test per confermare il valore di N_1 (Numero di giri del gas generator, espresso in %) per cui la valvola si chiude, si registra il risultato in funzione dalla OAT e si eseguono le opportune regolazioni.

Le regolazioni consistono nello stringere oppure allentare la vite che gestisce l'afflusso di aria alla pressione P_3 .

Un metodo alternativo all'uso del trasduttore per rilevare il passaggio dell'aria alla pressione $P_{2.8}$ (e quindi la condizione di bleed valve aperta) consiste nel collegare con un tubo la valvola di accesso all'intercapedine e una bacinella d'acqua: la formazione o meno di bolle d'aria nell'acqua indica la presenza di aria in pressione.

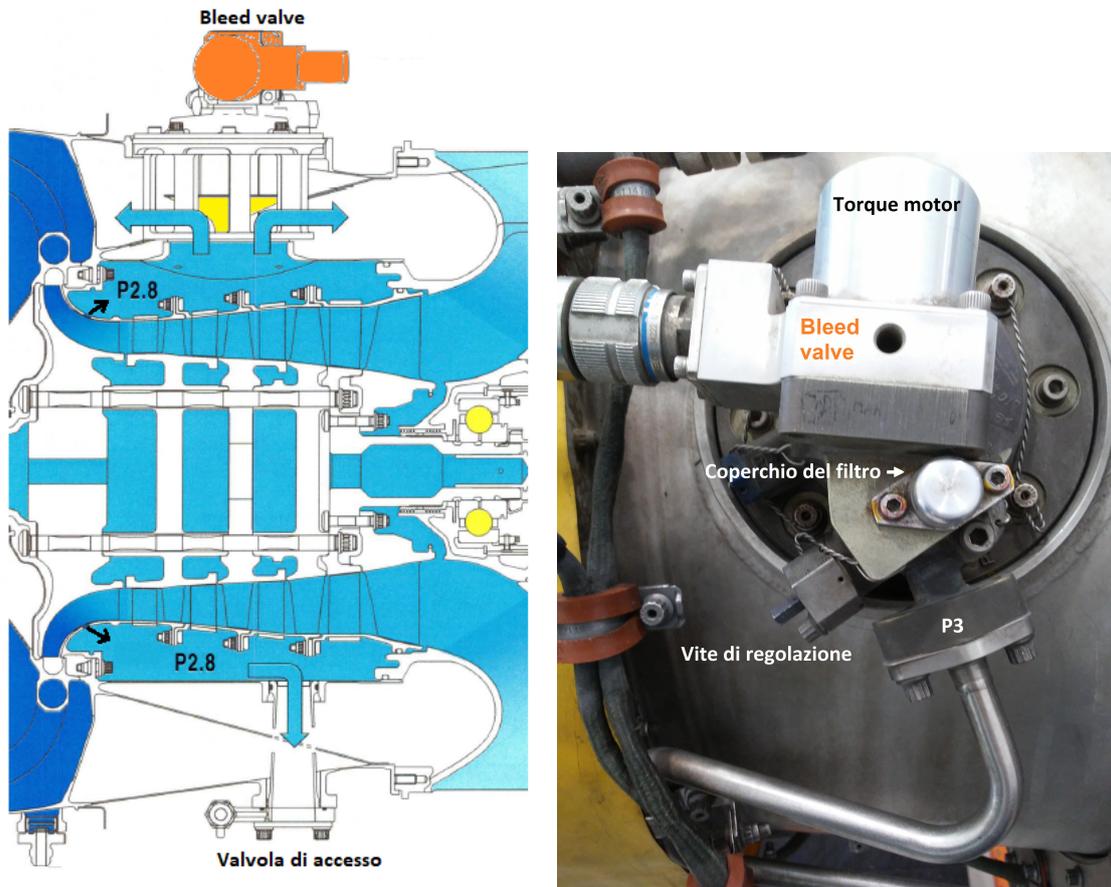


Figura 3.8: Sinistra: sezione del motore dove sono visibili la bleed valve e la valvola di accesso per il Closing Point Check. Fonte: [20].

Destra: foto della bleed valve vista esternamente. Fonte: fotografia dell'autore

3.6 Compressore

Il compressore ha lo scopo di convogliare e comprimere l'aria necessaria al motore per funzionare. L'aria compressa ha diversi scopi:

- 1) in primo luogo serve per sostenere la combustione e la successiva espansione nelle turbine che produce potenza utile sia a mantenere in rotazione il compressore stesso, sia a trasmettere coppia ai rotori e alle varie utenze;
- 2) refrigerare i componenti esposti a temperature elevate;
- 3) garantire la tenuta delle guarnizioni dei cuscinetti nel motore;
- 4) servire utenze che richiedono aria calda.

Il compressore del PT6C-67C è costituito da quattro stadi di compressione assiali e da uno stadio di compressione centrifugo forgiati in lega di titanio; le leghe di titanio sono preferite rispetto a quelle di acciaio nella produzione dei rotori (in particolare quelli centrifughi che hanno un maggiore diametro), poiché hanno un peso specifico minore e quindi a parità di volume generano minori stress centrifughi durante la rotazione.

Gli stadi assiali sono costituiti da rotore e statore: le palette rotoriche convertono l'energia meccanica dell'albero in energia cinetica del flusso e in pressione, le palette statoriche trasformano parte dell'energia cinetica in energia di pressione. Il grado di

reazione R di uno stadio identifica qual è il guadagno di entalpia (e conseguentemente di pressione, si veda il Glossario A.1) ottenuto nel rotore rispetto all'incremento complessivo a cavallo dell'intero stadio. Generalmente il rapporto di compressione di uno stadio assiale si aggira intorno a 1,2 - 1,3, oltre questi valori il gradiente di pressione avverso alla direzione del flusso lo renderebbe instabile e il rendimento della macchina scenderebbe; se però è presente un controllo attivo del flusso che impedisce alle palette di stallare il rapporto di compressione può aumentare leggermente.

Lo stadio centrifugo è composto da una girante (rotore) e da un diffusore. La girante raccoglie il flusso assiale e lo spinge nel diffusore con una direzione radiale: nel fare ciò l'aria viene compressa tramite l'azione delle forze centrifughe. Nel diffusore, costituito da numerosi condotti divergenti, la pressione dinamica viene convertita in pressione statica. I rapporti di compressione di uno stadio centrifugo possono essere molto elevati e non sono limitati da considerazioni fluidodinamiche, ma bisogna tenere conto dei limiti strutturali (elevati stress dovuti alle forze centrifughe) e di ingombro radiale.

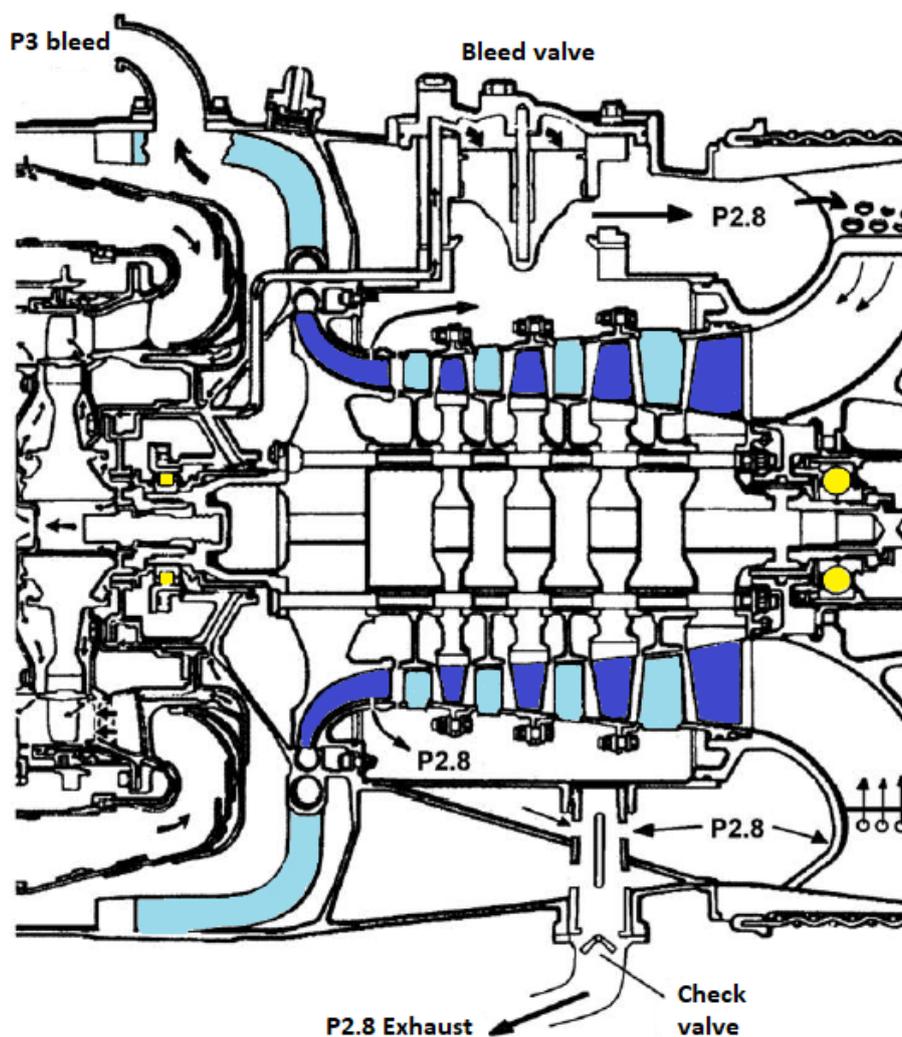


Figura 3.9: Sezione illustrativa del compressore: in blu i rotori, in azzurro gli statori e il diffusore dello stadio centrifugo, in giallo i cuscinetti. Fonte: [27]

3.6.1 Azioni manutentive sul compressore

Le azioni manutentive sul compressore sono di tipo "scheduled" e "unscheduled":

- 1) nel primo caso rientrano i lavaggi e i risciacqui, nonché la registrazione periodica dei cicli eseguiti dai rotori poiché sono componenti a limite di vita;
- 2) nel secondo caso rientrano i controlli visivi sulle palette per verificare (e se possibile riparare) i danni dovuti ai FOD e all'erosione.

Il lavaggio del compressore è un task che viene eseguito per rimuovere i depositi di sporcizia e di sale presenti lungo il percorso dell'aria: esso consiste nel far ruotare il compressore tramite lo starter generator e nell'immettere getti di acqua (con eventuale aggiunta di detergenti chimici) attraverso un tubo ad anello con relativi ugelli che si trova all'ingresso del compressore.

Prima di eseguire il lavaggio bisogna assicurarsi di aspettare circa 40 minuti dallo spegnimento, in modo che il motore si raffreddi; inoltre, bisogna disattivare l'accensione delle candele e lo spillamento di aria per la cabina.

In caso l'aeromobile su cui il motore è imbarcato operi in ambiente marino è consigliato eseguire quotidianamente il lavaggio con comune acqua di rubinetto poiché l'accumulo di sali è maggiore rispetto a velivoli che operano in ambiente continentale.

Il lavaggio definito "Performance Recovery Wash" viene eseguito quando si osserva un deperimento delle prestazioni del motore e richiede l'uso di acqua potabile unitamente a detergenti chimici; tale processo richiede, dopo un periodo di una decina di minuti, un risciacquo per eliminare il detergente.

Il manuale di manutenzione illustra tutte le procedure da eseguire a seconda dei casi e delle condizioni dell'ambiente esterno. [20]

3.7 Gas generator case

Il gas generator case è il contenitore del "cuore caldo" del motore dove, come dice il nome stesso, si generano i gas. Esso ha diverse funzioni:

- 1) in primo luogo contiene l'involucro del combustore e supporta l'assieme del compressore (è presente il cuscinetto a rulli numero 2 visibile sulla sinistra nella figura 3.9);
- 2) permette di fissare il motore tramite supporti nell'alloggiamento apposito sull'elicottero;
- 3) contiene l'aria in pressione proveniente dai diffusori dello stadio centrifugo del compressore;
- 4) presenta i supporti in cui si inseriscono gli iniettori di combustibile e le candele di accensione della miscela;
- 5) presenta i fori per le valvole di drenaggio;
- 6) permette l'estrazione di aria in pressione per la cabina tramite valvole apposite.

Questo "involucro" è costituito da diverse parti in lega d'acciaio saldate e lavorate per essere estremamente resistenti alla corrosione e alle sollecitazioni termiche e meccaniche a cui viene sottoposto durante la vita operativa. I componenti principali di questa sezione del motore sono:

- 1) tubi diffusori che convogliano l'aria proveniente dal compressore;
- 2) 14 supporti per gli iniettori del combustibile disposti lungo tutta la circonferenza;
- 3) 2 supporti per le candele di accensione;
- 4) 2 supporti per le valvole di drenaggio, necessarie per evitare che si accumulino com-

bustibile non consumato dopo la fase di spegnimento (le valvole caricate con una molla sono tenute chiuse dalla pressione P3 durante il funzionamento del motore e restano aperte quando questo risulta spento);

- 5) l'accesso della bleed valve per estrarre l'aria alla pressione P3;
- 6) 2 porte per estrarre l'aria calda in pressione per la cabina, destinata all'environmental control system;
- 7) 1 porta per l'aria alla pressione P3 destinata all'FMM;
- 8) tubi per l'olio lubrificante;
- 9) supporti per il cuscinetto a rulli numero 2;
- 10) 2 montanti per fissare il motore all'aeromobile.

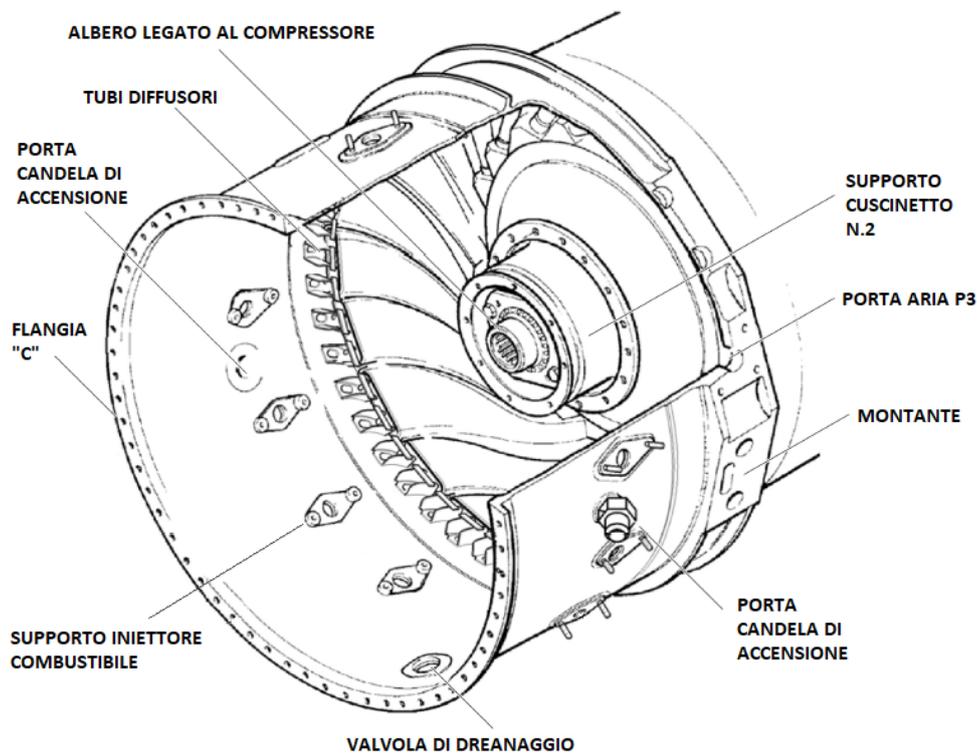


Figura 3.10: Vista prospettica del gas generator case. Fonte: [28]

3.8 Combustore

Il combustore è il componente del motore nel quale avviene la reazione di ossidazione del combustibile ad opera dell'ossigeno presente nell'aria (comburente) proveniente dal compressore. Tale reazione è esotermica ed è definita in gergo tecnico "deflagrazione", ovvero una combustione subsonica che si propaga per conduzione e genera gas caldi a densità più bassa e con un leggero calo di pressione rispetto all'aria in ingresso; i gas caldi che escono dal combustore vanno ad espandersi nelle turbine e nel condotto di scarico.

La camera di combustione del PT6C-67C è anulare a flusso invertito (reverse flow) in quanto il flusso d'aria non segue un percorso parallelo all'asse motore, ma viene ruotato di 180° per poi riallinearsi al verso normale di avanzamento quando arriva allo statore della turbina del compressore. Tale configurazione permette di installare

in posizione più ravvicinata la turbina legata e il compressore, riducendo in questo modo la lunghezza dell'albero e rendendo il motore più corto e quindi anche più leggero.

la camera è fabbricata con sezioni saldate tra loro in lega di nichel, particolare che rende il componente molto resistente alla corrosione e con buone proprietà meccaniche alle alte temperature. L'assieme è costituito da un anello esterno e da uno interno con flange apposite che permettono di imbullonarli insieme; i due anelli vanno a costituire l'outer liner e l'inner liner del combustore.

L'outer liner è dotato di fori per l'inserimento degli iniettori del combustibile (14) e per le candele di accensione (2); quando questi elementi sono tutti inseriti garantiscono la corretta posizione della camera di combustione all'interno del motore.

L'aria alla pressione P3 entra attraverso dei fori apposti presenti sull'inner e sull'outer liner nella camera di combustione; questi fori sono dimensionati e posizionati in modo tale da garantire il corretto rapporto stechiometrico tra combustibile e aria.

La camera al suo interno può essere suddivisa in tre parti:

- 1) nella prima zona viene iniettato il combustibile e viene avviata la combustione (che all'avviamento viene innescata dalle candele d'accensione);
- 2) nella seconda zona (poco a valle della prima) aumenta la percentuale di aria che passa attraverso i fori sagomati con lo scopo di ultimare la combustione e proteggere dalla fiamma, tramite un sottile velo di aria più fredda, lo strato superficiale delle pareti dei liner;
- 3) nella terza zona i gas combusti vengono avviati verso lo statore della turbina e ulteriori fori sagomati (detti collegialmente cooling rings poiché sono nelle "feritoie" presenti lungo la circonferenza della camera di combustione) provvedono a proteggere le pareti dal calore intenso tramite un film di aria più fredda.

Le pareti dei liner sono ulteriormente protette dall'intenso calore generato dalla combustione tramite coperture in materiali ceramici.

Le azioni manutentive di linea che si possono effettuare sul combustore sono la sostituzione degli iniettori del combustibile (spruzzatori), delle candele di accensione e la verifica dell'usura delle pareti dei liner (tramite la boroscopia).

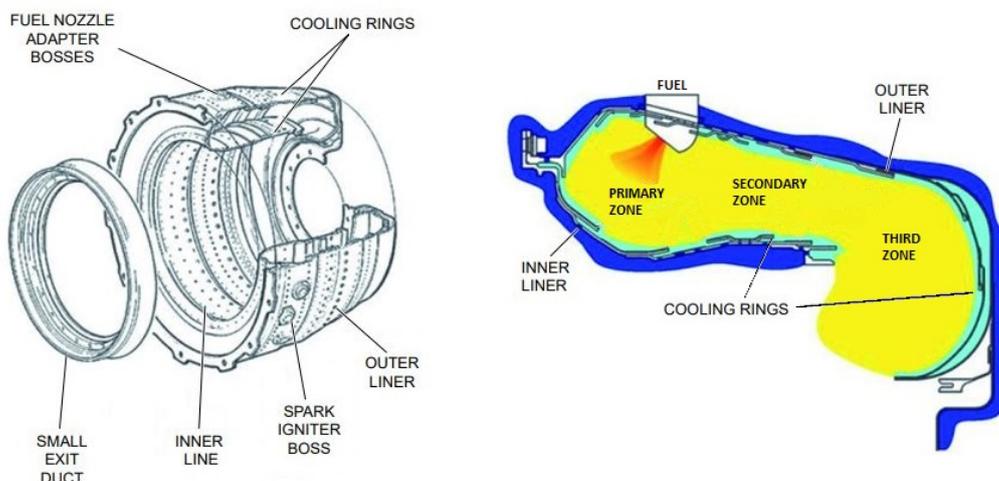


Figura 3.11: Vista prospettica dei liner e sezione rappresentativa del combustore.
Fonte: [28]

3.9 Turbina del gas generator

La turbina legata al compressore è costituita da un singolo stadio (statore + rotore); essa è il primo componente investito dai gas caldi provenienti dal combustore, per cui è soggetta a notevoli stress termici che, se non adeguatamente gestiti, possono produrre ingenti danni e pregiudicare il funzionamento del motore. Lungo l'asse longitudinale lo statore è installato nella zona dell'alloggiamento del cuscinetto numero 2; poco più a valle è posizionato il rotore che è connesso meccanicamente all'assieme del compressore, al quale trasmette il moto.

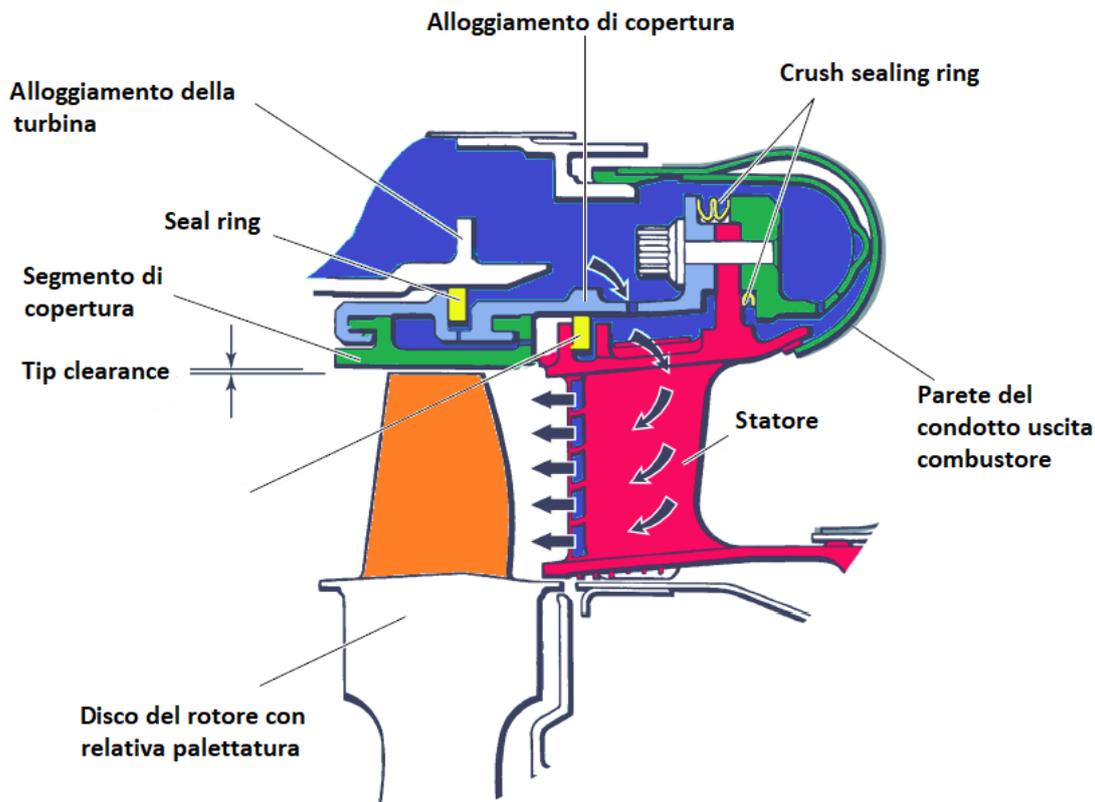


Figura 3.12: Sezione illustrativa della turbina del gas generator. Fonte: [20]

3.9.1 Statore

I profili delle palette dello statore e il loro calettamento sul disco formano dei condotti convergenti che hanno lo scopo di imporre un certo angolo al flusso e di accelerare i gas caldi che in questo modo perdono pressione e guadagnano velocità. Le palette statoriche sono prodotte con una lega a base di nichel, sono cave all'interno e presentano dei fori sulla superficie del profilo che permettono il passaggio di aria in pressione (P3) con lo scopo di refrigerare questi componenti.

La somma delle aree di uscita dai condotti palettati dello statore misurati in pollici quadrati identifica una classe di turbina o "class number"; tale parametro permette di stabilire un range di numero di giri e temperature entro il quale il motore opera per ottenere una certa prestazione. Se ad esempio l'area di uscita venisse ridotta (e quindi il class number fosse minore) la velocità del flusso aumenterebbe e ciò comporterebbe un aumento del numero di giri del rotore e quindi del compres-

re: tutto ciò porterebbe ad un aumento di portata d'aria aspirata dal motore, ad una maggiore refrigerazione e ad una riduzione della temperatura dei gas rilevata a cavallo tra le turbine (InterTurbine gas Temperature, ITT). [20]

Class number	Area uscita [in^2]	Velocità flusso	N_{GG}	\dot{m}_0	ITT
↓	↓	↑	↑	↑	↓
↑	↑	↓	↓	↓	↑

Tabella 3.5: Prestazioni al variare del Class number. Fonte: [20]

Le temperature dei gas caldi all'ingresso dello statore sono elevate (i valori variano a seconda della fase di volo e della sua durata, il range è all'incirca tra i 700 °C e 1100 °C [20]); per permettere ai materiali utilizzati di mantenere buone proprietà meccaniche, nonostante le sollecitazioni termiche, è necessario provvedere ad una refrigerazione tramite aria spillata a valle dello stadio di compressione centrifugo, ovvero nella zona a monte dell'ingresso nel combustore, dove la pressione è P3. Quest'aria viene convogliata tramite canali all'interno dei profili delle palette e viene espulsa attraverso piccoli fori direttamente nel flusso dei gas caldi; i gas caldi in espansione favoriscono il risucchio dell'aria di refrigerazione all'interno del flusso.

3.9.2 Alloggiamento, segmenti di copertura e guarnizioni di tenuta

L'alloggiamento di copertura (shroud housing) e i segmenti di copertura (shroud segment) situati intorno allo stadio della turbina hanno diversi scopi:

- 1) permettere all'aria più fredda alla pressione P3 di entrare delle palette dello statore per refrigerarle;
- 2) garantire una tolleranza minima al tip delle palette del rotore;
- 3) prevenire, tramite le guarnizioni di tenuta, le perdite di gas caldi lungo il percorso in turbina.

L'alloggiamento di copertura è un anello unico prodotto in acciaio inossidabile, supporta i segmenti di copertura ed è fissato tramite viti allo statore e alla parete del condotto di uscita del combustore; lungo l'anello sono presenti dei fori per il passaggio dell'aria per il raffreddamento.

I segmenti di copertura sono 10 e sono fabbricati con una lega a base di nichel. Essi sono installati in delle apposite scanalature dell'anello di copertura e il loro spessore è stabilito affinché siano compatibili con il diametro del rotore della turbina e la tolleranza al tip delle palette sia quella stabilita in fase di progetto.

La tolleranza al tip (tip clearance) delle palette del rotore deve essere minima per ridurre al massimo le distorsioni del flusso ed estrarre quanta più potenza possibile dai gas caldi in espansione.

La funzione delle guarnizioni di tenuta è quella di evitare il passaggio di aria/gas tra sezioni diverse e la conseguente perdita di efficienza del motore. In particolare sono presenti (vedere Figura 3.12) delle guarnizioni a schiacciamento (crush sealing ring) che fanno da tenuta tra la zona con aria alla pressione P3 e il condotto di uscita dal combustore/ingresso statore; per quanto riguarda la tenuta tra la zona a pressione P3 e la stazione 5 della macchina sono presenti degli anelli di tenuta

(sealing ring) che impediscono all'aria in pressione di miselarsi con i gas caldi infiltrandosi attraverso l'alloggiamento di copertura.

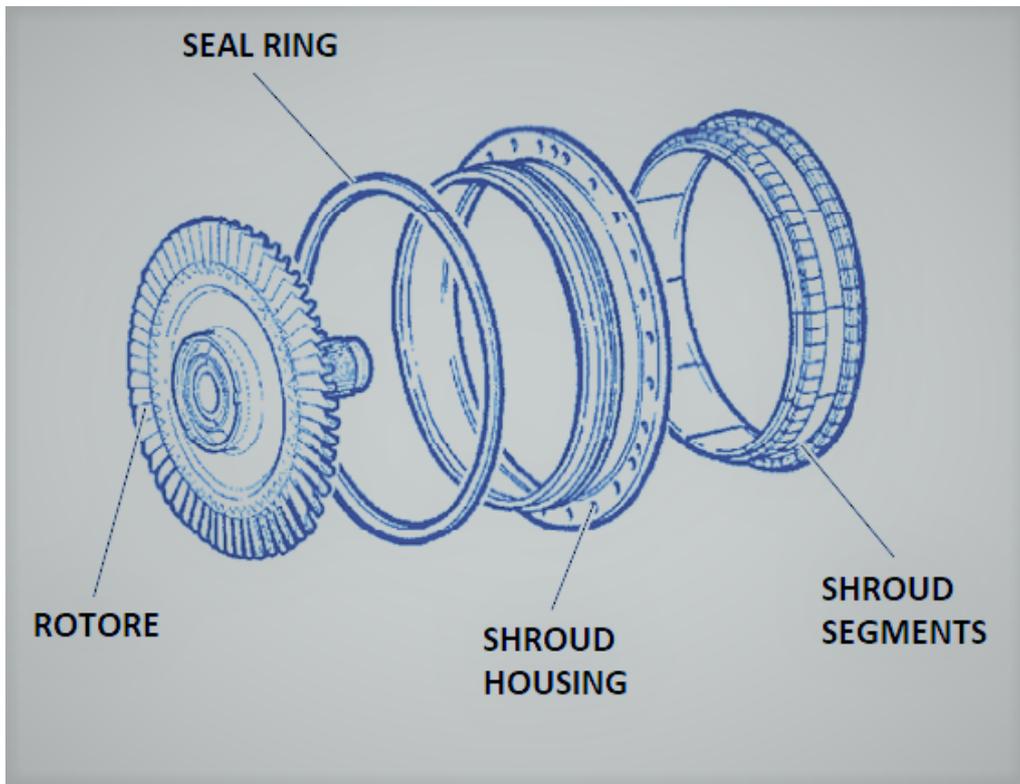


Figura 3.13: Sezione illustrativa della turbina del gas generator. Fonte: [28]

3.9.3 Rotore

Il rotore della turbina del gas generator è l'organo in movimento che permette, tramite l'albero, di trasmettere la coppia al compressore e alla accessory gearbox. La potenza erogata da questa turbina è pari a circa il 66 % - 67 % della potenza complessiva prodotta nella macchina (come illustrato tramite lo studio del ciclo termodinamico al decollo nel paragrafo 3.3).

Il gas, accelerato dalle palettature statoriche, proseguendo nel suo cammino va ad agire sulle palette rotoriche, trasformando parte dell'energia cinetica in energia meccanica.

Il disco di turbina è fabbricato con una lega a base di nichel ed è un pezzo unico con un albero (un "codino") che presenta delle scanalature; l'accoppiamento con l'assieme del compressore è possibile grazie ad un foro cieco con delle scanalature complementari dove si inserisce l'albero del rotore di turbina. La continuità meccanica dell'assieme turbina del compressore - stadi di compressione è assicurata tramite un bullone e una rondella a tazza. Il cuscinetto a rulli è calettato sull'albero costituito dalla "campana" (facente parte dell'assieme del compressore) che ospita il foro cieco dove si inserisce il "codino" del disco di turbina.

Le palette sono 43 e sono fissate tramite la radice in appositi alloggiamenti dentellati (attacchi fir-tree) lungo la circonferenza del disco; queste scanalature garantiscono un fissaggio saldo e consentono differenti dilatazioni termiche del disco e delle palette. Dei rivetti servono per bloccare le pale nella loro posizione.

Per bilanciare la massa inerziale dell'assieme costituito da disco, albero e palette vengono fissati delle masse di bilanciamento tramite rivetti su un' apposita flangia lavorata sul disco (bilanciamento "di dettaglio"). Se il bilanciamento tiene conto anche dell'assieme del compressore allora è definito "di trim". I dati sulle masse di bilanciamento sono indicati sulla targa del motore (engine data plate).

Le palette del rotore sono fabbricate con una lega a base di nichel e sono caratterizzate dall'essere dei solidi monocristallini, dettaglio che le rende particolarmente resistenti al fenomeno del creep alle alte temperature (si veda A.1); esse hanno inoltre un rivestimento di alluminuro di platino applicato tramite diffusione durante la loro fabbricazione che le protegge dalla corrosione [31]. Non è presente un sistema di refrigerazione della palettatura come nel caso dello statore. Tutte le palette hanno un numero di serie per poterne tracciare la vita operativa, poiché sono elementi critici soggetti a limiti di vita a fatica (la vita operativa consentita è dell'ordine di 10000 ore).

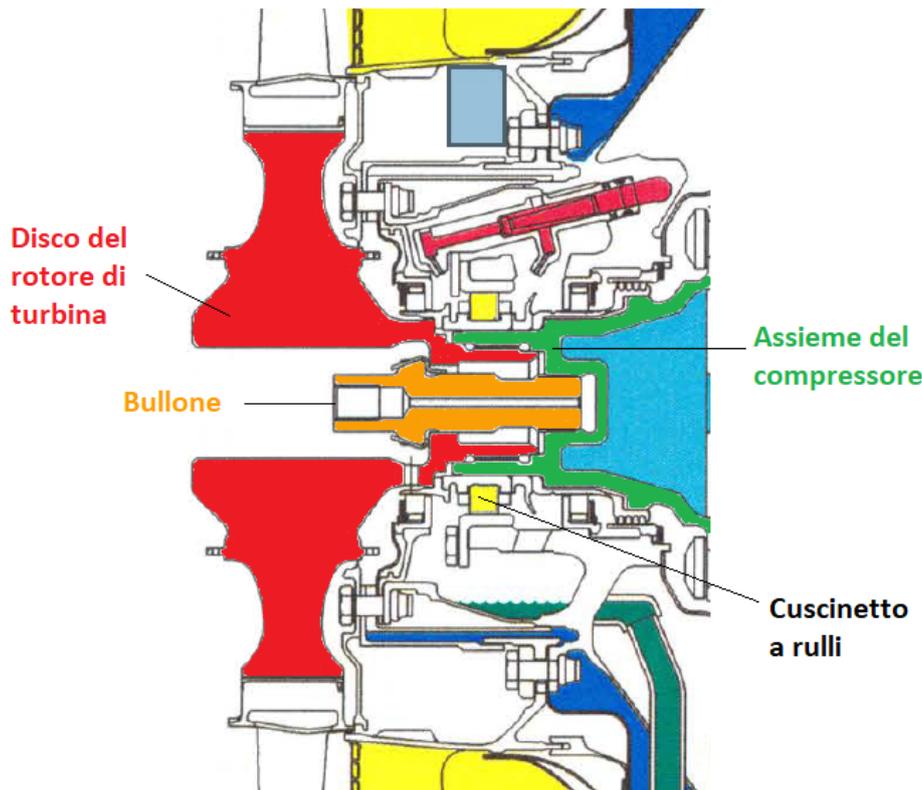


Figura 3.14: Sezione zona di connessione tra turbina e compressore. Fonte: [20]

3.9.4 Azioni manutentive sulla turbina del gas generator

Le azioni manutentive di linea sullo statore si limitano ai lavaggi e alle ispezioni eseguite tramite il boroscopio per controllare la presenza di cricche, deformazioni o corrosioni dovute al passaggio dei gas caldi. L'erosione del bordo di uscita delle palette nel tempo aumenta l'area di passaggio e ciò può portare alla diminuzione del numero dei giri e al crescere della ITT operativa. In caso sia necessaria la sostituzione dello statore (operazione eseguita in una struttura autorizzata) bisogna prestare molta attenzione a rispettare il valore del class number, nei limiti di tolleranza.

Per quanto riguarda il rotore, tramite la boroscopia è possibile verificare le condizioni delle palettature per rilevare i danni visibili, ma oltre a questo bisogna tenere in debito conto il numero di cicli a cui questi componenti sono soggetti poiché hanno un limite di vita dovuto al fenomeno del creep. Anche il disco della turbina è soggetto ad un limite di vita intorno ai 12000 cicli, per cui prima che i componenti raggiungano il limite indicato dal costruttore devono obbligatoriamente essere sbarcati e sostituiti. Il conteggio dei cicli del motore è affidato alla Data Collection Unit. Una sostituzione del rotore deve prevedere il trasferimento delle masse di bilanciamento di trim (relative all'assieme turbina-compressore) dal vecchio al nuovo componente.

Un grande problema che affligge le palette delle turbine è la "solfidazione" (sulphidation in inglese), un particolare tipo di corrosione in ambiente caldo che si può osservare sugli elementi della parte calda del motore (combustore, turbine). I solfati si formano in presenza di zolfo e sodio: il primo è presente nel combustibile bruciato nella camera di combustione, mentre il secondo deriva dall'aria dell'atmosfera esterna, dove sono presenti polveri, particelle di inquinamento, sale marino, etc.

La solfidazione si manifesta come una reazione chimica in cui i solfati corrodono lo strato di protezione in alluminio delle palette e intaccano anche la lega con cui sono fabbricate. Sono stati identificati 4 stadi progressivi di solfidazione (si veda Figura 3.15) [31].

- 1) Inizialmente le alterazioni non pregiudicano la resistenza strutturale e sono solo superficiali, il rivestimento della paletta viene intaccato, si osserva la presenza di rugosità; il cromo, presente nella lega di nichel della paletta per fornire protezione dalla corrosione, non viene consumato.
- 2) Progressivamente si verifica la formazione di vesciche, il cromo presente inizia a essere consumato, ma l'integrità strutturale non viene ancora intaccata.
- 3) Nel tempo, se non si interviene in modo preventivo con lavaggi o sostituzioni, la corrosione danneggia in profondità la paletta e pregiudica le proprietà meccaniche del materiale (a questo stadio, se rilevato, la paletta deve essere sostituita).
- 4) Infine la penetrazione della corrosione danneggia in modo grave la paletta, rischiando di portare il componente a rottura.

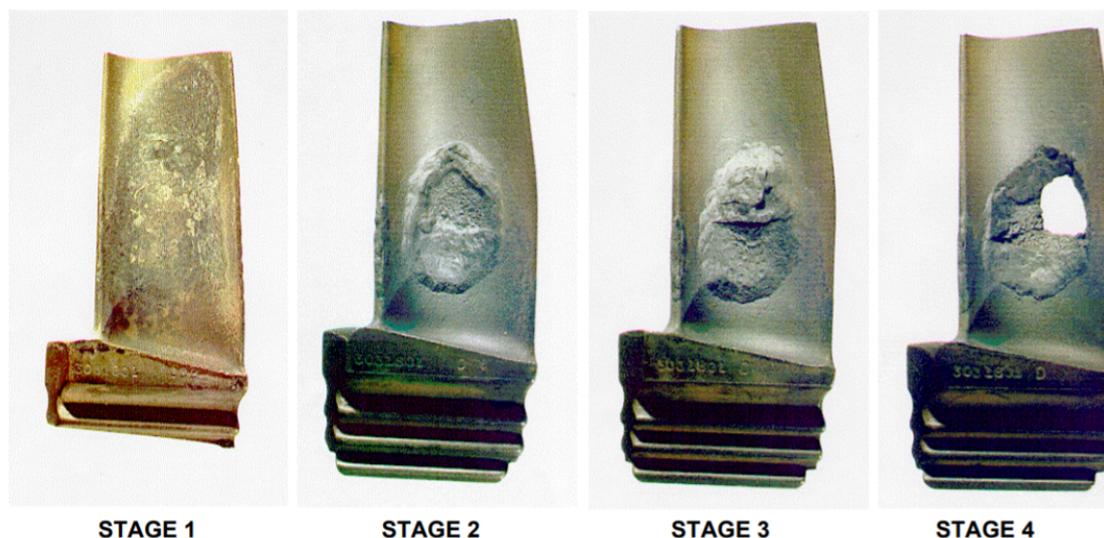


Figura 3.15: Processo di solfidazione dallo stadio iniziale a quello finale. Fonte: [31]

La corrosione da solfidazione può essere rilevata indirettamente durante la Power Assurance Check: se una turbina è meno efficiente nell'estrarre energia dal flusso dei gas caldi sarà necessario più combustibile da bruciare a parità di potenza erogata, questo fatto porta ad un aumento dei consumi e anche della temperatura ITT rilevata durante il check.

Una buona procedura che permette di combattere e arginare il processo di solfidazione consiste nel lavaggio frequente della turbina con acqua potabile tramite un apposito tubo da inserire in una delle porte per le candele di accensione e la rotazione del rotore eseguita tramite lo starter. La frequenza dei lavaggi viene stabilita in base all'ambiente nel quale opera l'aeromobile su cui è imbarcato il motore; alternativamente la frequenza dei lavaggi può essere decisa attraverso il monitoraggio delle condizioni delle palette con il boroscopio, la valutazione della progressione del danno e con l'esperienza dei tecnici addetti alla manutenzione.

Dopo lo spegnimento del motore e prima del lavaggio bisogna lasciar passare un lasso di tempo per il raffreddamento (specificato nei manuali), bisogna assicurarsi che siano OFF il sistema di accensione, la manetta e il bleed destinato alla cabina.

Nel manuale di manutenzione si raccomanda di eseguire il lavaggio della turbina insieme a quello del compressore: in particolare prima bisogna lavare il compressore e successivamente la turbina, in quanto i depositi di sali presenti negli stadi di compressione possono spostarsi nella turbina durante il lavaggio; tale circostanza renderebbe inutile un eventuale lavaggio della turbina effettuato precedentemente [31].

Il consiglio generale è quello di organizzare il monitoraggio e i lavaggi con frequenza tale da evitare il raggiungimento della condizione illustrata nello stage 3 (Figura 3.15), basandosi sull'ambiente operativo e sull'esperienza: un esempio classico è il lavaggio giornaliero eseguito su compressore e turbina nel caso di aeromobili che operano in ambiente marino, dove l'accumulo di sali è sicuramente considerevole e il rischio di solfidazione è maggiore rispetto al velivolo con lo stesso motore che opera in ambiente continentale temperato.

3.10 Turbina libera di potenza

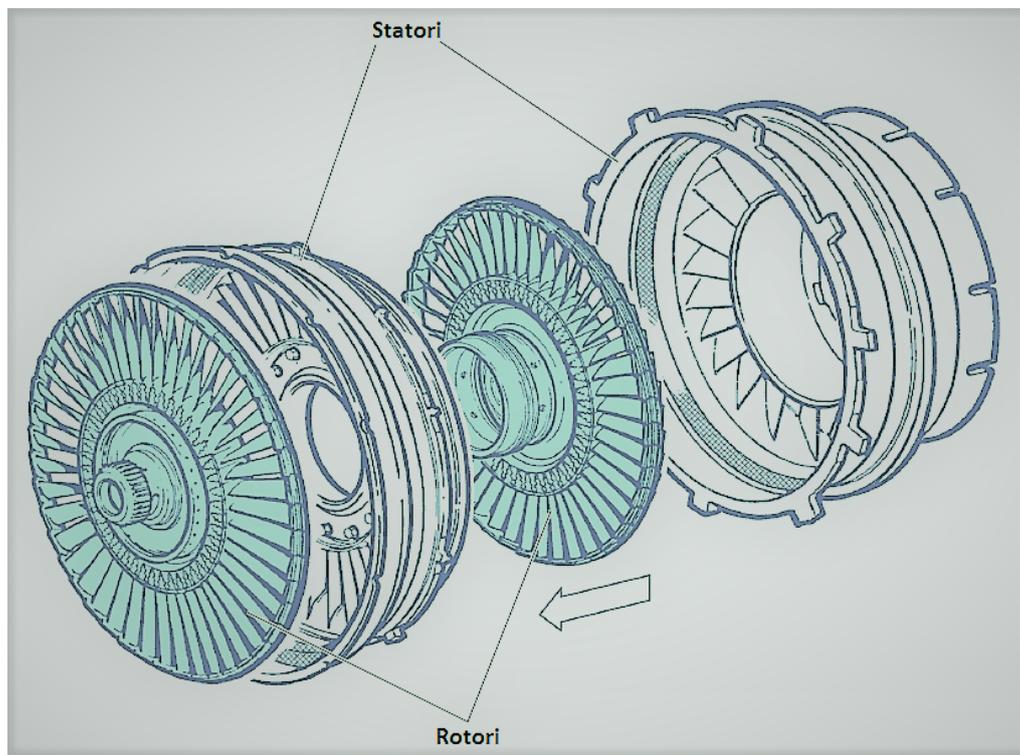


Figura 3.16: Stadi della turbina libera di potenza. Fonte: [28]

La turbina libera di potenza è il componente destinato a produrre la coppia trasmessa al rotore principale, al rotore di coda e ad altre utenze dell'elicottero. Essa è divisa in due stadi (ciascuno con statore+rotore) ed eroga solo una frazione (circa il 33 %) della potenza complessiva prodotta dal motore; infatti, buona parte dell'energia prodotta tramite il salto entalpico tra combustore ed ambiente esterno serve per autosostenere il funzionamento del motore stesso.

3.10.1 Statori

Le palettature statoriche svolgono il compito di accelerare e dirigere il flusso dei gas caldi con il giusto angolo di incidenza verso i relativi rotori (come nel caso della turbina legata al compressore).

Il materiale usato per fabbricare dischi e palette è sempre una lega a base di nichel; le carenature degli statori hanno delle alette esterne che ne impediscono la possibile rotazione una volta inserite all'interno della carenatura del motore.

Lo statore del primo stadio ha le palette protette da uno strato di alluminio, mentre le palette del secondo non hanno uno strato protettivo. L'alloggiamento del secondo stadio ha un rivestimento a tenuta soggetto ad abrasione nella posizione dove si colloca il rotore.

I fogli di metallo rivettati alla base delle palettature statoriche sono sagomati per dirigere un flusso di aria più fredda vicino alle palette con lo scopo di fornire una minima refrigerazione, poiché non è presente un sistema di refrigerazione con canali interni come nel caso della turbina del compressore.

Anche gli statori della turbina libera hanno un class number definito a progetto che va rispettato in caso di sostituzioni.

3.10.2 Rotori

I rotor convertono l'energia cinetica dei gas in energia meccanica rotazionale dell'albero che trasmette la coppia necessaria al volo dell'elicottero. Dischi e palette sono in lega di nichel; le palette sono 44, sono fissate negli alloggiamenti ad incastro presenti sulla circonferenza dei dischi e sono tenute ferme con dei rivetti. Per le palettature dei rotor è presente anche qui un rivestimento protettivo con alluminio.

I dischi dei rotor sono connessi tra loro meccanicamente tramite una flangia e il disco del secondo stadio è calettato sull'albero di trasmissione della turbina libera, fissato con un dado e una rondella di sicurezza.

I componenti della turbina di potenza hanno anche essi un limite di vita a fatica, con i dischi che possono operare per 12000 cicli e le palette per 15000 ore. Solitamente il limite di vita a fatica di questi elementi è più alto rispetto al caso della turbina legata al compressore: il motivo è da ricercare nel fatto che gli stress termici sono inferiori (la temperatura $T_5^\circ < T_4^\circ$) come anche gli stress meccanici (la velocità di rotazione è dell'ordine di 21000 rpm rispetto ai circa 40000 rpm della turbina legata).

Le azioni manutentive di monitoraggio e lavaggio su questa turbina sono le stesse eseguite per quella illustrata precedentemente.

3.11 Condotta di scarico

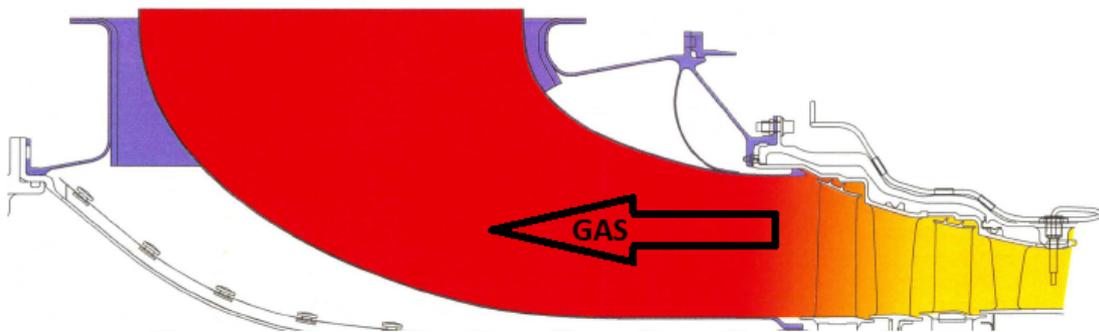


Figura 3.17: Sezione del condotto di scarico. Fonte: [20]

Il condotto di scarico ha il compito di raccogliere i gas caldi che hanno ceduto parte della loro energia alle turbine ed incanalarli verso l'ambiente esterno. Nel caso in esame il motore è un turboalbero il cui scopo è erogare potenza, per cui i gas non hanno alcun ruolo nel generare spinta.

Nel caso specifico dell'AW139 i motori sono 2 e la turbina di ciascuno si trova rivolta verso la prua dell'aeromobile: per questa ragione il condotto di scarico è strutturato in modo tale da ripiegarsi verso l'indietro (variando il verso di avanzamento del flusso di 180°) e convogliare i gas di scarico verso la poppa della cabina.

Per la fabbricazione del condotto di scarico sono stati utilizzati fogli in lega metallica a base di nichel resistenti alle alte temperature. Per la copertura e la protezione

termica dell'albero di trasmissione e dei cuscinetti 3, 4 e 5 nel progetto iniziale sono presenti due pezzi assemblati insieme che formano una copertura tronco-conica; i materiali usati per questo copertura sono una lega di acciaio inossidabile e fibre ceramiche che consentono un certo isolamento termico tra i gas di scarico e l'albero con i relativi cuscinetti. Tale configurazione è stata successivamente modificata con l'introduzione del Service Bulletin No. 41011: la copertura è diventata un pezzo unico per migliorare l'isolamento termico (si veda in merito al bollettino il Capitolo 6)

Le azioni manutentive su questo componente prevedono il monitoraggio e la rilevazione delle cricche con conseguenti riparazioni dove possibile e nei limiti imposti dal manuale di manutenzione.

3.12 Percorso dell'aria nel motore

Tutti i componenti trattati finora in questo capitolo fanno parte del percorso primario dell'aria che entra nel motore attraverso la presa. Solo il 25 % circa di quest'aria partecipa attivamente al processo di combustione, mentre un 60 % viene impiegato per la refrigerazione delle pareti del combustore.

Il restante 15 % dell'aria viene utilizzato nel sistema secondario, ovvero per scopi non direttamente legati alla produzione di potenza. Gli usi di quest'aria sono:

- 1) il 2 % viene usato per le guarnizioni in carbonio dei cuscinetti e per la gestione della bleed valve del compressore;
- 2) l'8 % viene usato per la refrigerazione dei dischi e delle palette di turbina;
- 3) il 5 % viene reso disponibile per l'uso in cabina.

L'aria del sistema secondario viene prelevata in tre stazioni a pressioni diverse lungo il percorso del flusso primario (flow path in inglese).

L'aria alla stazione 2.5 (dopo gli stadi di compressione assiali) viene impiegata per garantire la tenuta delle guarnizioni nella cavità dove è inserito il cuscinetto a sfera numero 1 (continuamente lubrificato dal sistema di ricircolo dell'olio).

Alla stazione 2.8 viene prelevata l'aria destinata alla bleed valve (si veda a proposito il sottocapitolo relativo 3.5).

L'aria in pressione alla stazione 3, situato dopo lo stadio di compressore centrifugo e prima della camera di combustione, ha numerosi scopi:

- permette la gestione pneumatica della bleed valve del compressore;
- permette la refrigerazione nel combustore e nelle turbine;
- garantisce la tenuta dei compartimenti dei cuscinetti 2, 3, 4, 5;
- fornisce aria alla cabina (per il riscaldamento, ad esempio);
- permette il funzionamento del Fuel Management Module che gestisce l'afflusso di combustibile in camera di combustione.

3.13 Gearbox

La gearbox è costituita da due involucri di alluminio lavorati (uno frontale e uno posteriore) imbullonati tramite una flangia al case del compressore. I due involucri permettono l'alloggiamento di diversi componenti. Un lato della gearbox e la parete della presa del compressore formano il serbatoio integrato dell'olio.

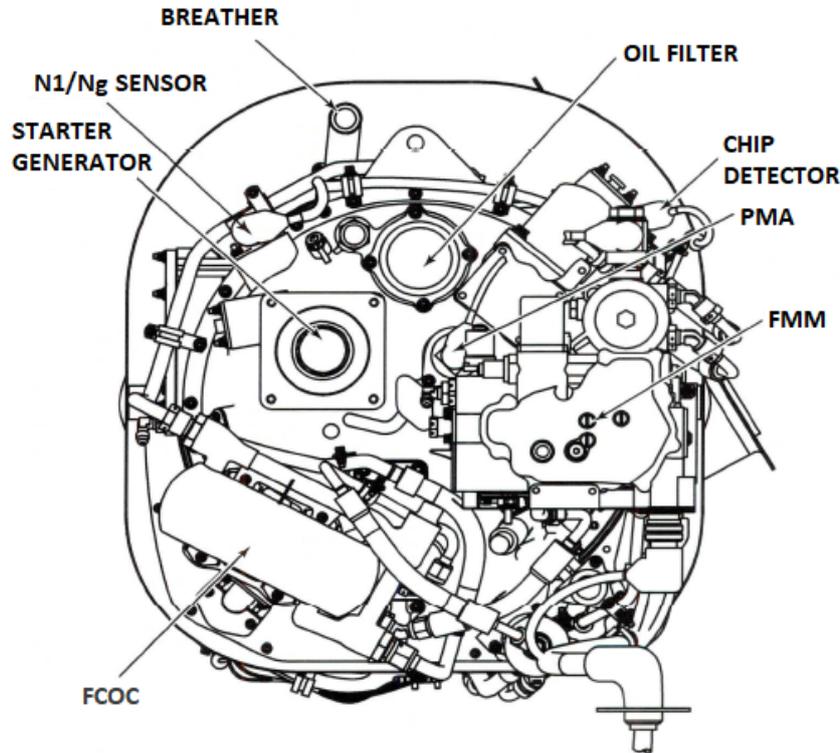


Figura 3.18: Disegno schematico della gearbox. Fonte: [20]

La gearbox ospita e fornisce supporto a diversi componenti indispensabili al funzionamento del motore:

- lo starter generator che permette l'avviamento elettrico del motore mettendo in rotazione l'albero del compressore;
- l'alternatore o Permanent Magnet Alternator (PMA);
- il Fuel Management Module (FMM) che regola la portata di combustibile;
- l'impeller centrifugo calettato sull'albero dello starter generator che separa l'olio dall'aria, con relativo sfiato (breather);
- la pompa dell'olio;
- il filtro dell'olio;
- due indicatori del livello dell'olio;
- l'impending bypass indicator (pop-out) del filtro dell'olio;
- il Fuel Cooled Oil Cooler (FCOC);
- lo switch temperatura/bassa pressione dell'olio;
- la valvola di regolazione della pressione dell'olio (Oil pressure regulating valve);
- la valvola di avviamento a freddo (Cold start valve);
- il riscaldatore del combustibile (Fuel heater);
- il sensore della velocità di rotazione dell'albero del compressore N1/Ng;

- il chip detector;
- il sensore della pressione dell'olio;
- il Data Collection Unit (DCU).

Dieci cuscinetti a rulli sostengono gli alberi dello starter, dell'alternatore (PMA), del FMM, dell'ingranaggio folle e dell'albero di input. Gli ingranaggi della pompa dell'olio sono supportati da boccole.



Figura 3.19: Vista di una parte dei componenti presenti sulla gearbox. Fonte: fotografia dell'autore

3.14 Sistema di ricircolo dell'olio

Il sistema di ricircolo dell'olio ha la funzione di fornire a varie zone del motore un flusso d'olio filtrato per lubrificare, raffreddare e pulire numerosi componenti.

Il sistema complessivo è composto da diverse parti e sottosistemi: un serbatoio, un circuito di mandata in pressione, un sistema di ritorno, un sistema di raffreddamento e uno di separazione aria-olio con relativo sfiato.

il serbatoio dell'olio è integrato tra la gearbox e la parete della presa d'aria ed ha una capacità di 8 litri. Ai due lati del serbatoio sono presenti due finestre che permettono di valutare se il livello dell'olio è nel range di valori accettabili. Il bocchettone per rabboccare l'olio è dotato di una valvola di ritegno per evitare perdite anche nel caso in cui il tappo non sia stretto bene; al fondo del serbatoio è presente una valvola di drenaggio.

Il circuito di mandata in pressione è un insieme di pompe, valvole, tubi e condotti che distribuiscono l'olio in tutte le zone del motore dove è richiesto; in particolare esso serve per lubrificare e raffreddare i cuscinetti, per rimuovere frammenti metallici e per preriscaldare il combustibile destinato alla camera di combustione. Tramite il sistema di ritorno l'olio viene filtrato e spurgato dall'aria prima di tornare nel serbatoio.

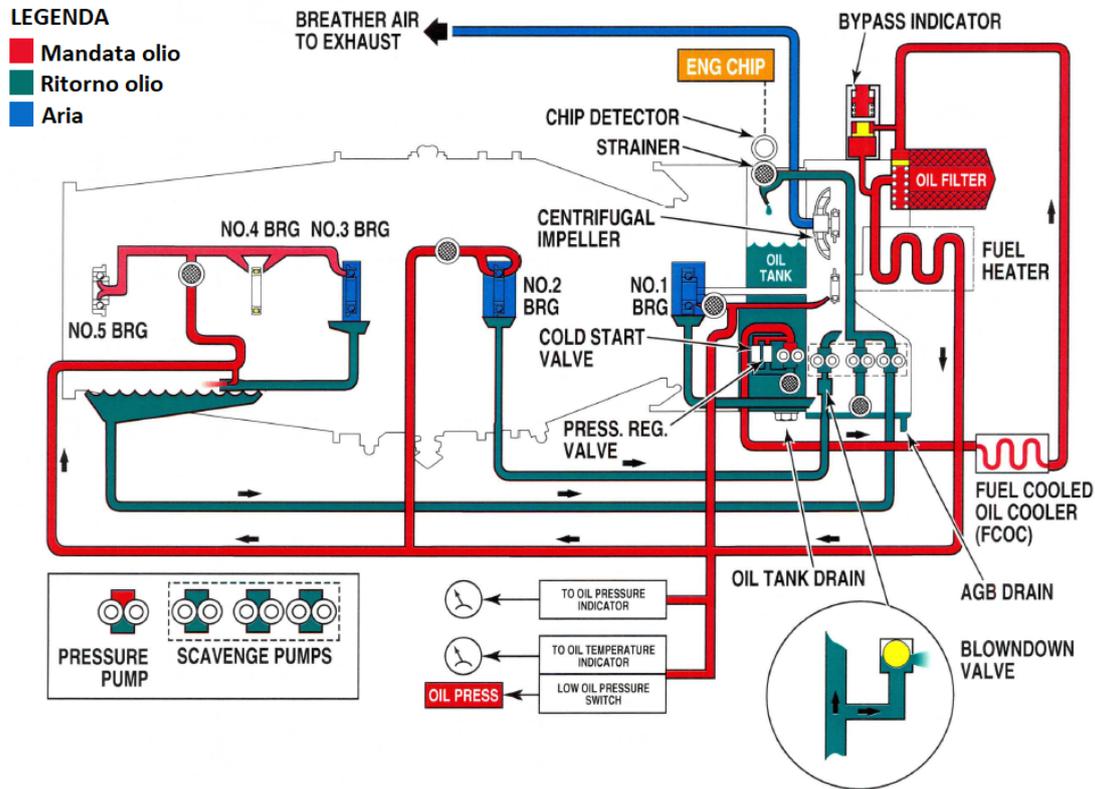


Figura 3.20: Schema del sistema di ricircolo dell'olio. Fonte: [20]

L'olio inizia il suo viaggio all'interno del serbatoio dal quale viene prelevato tramite una pompa, il cui accesso è protetto da uno schermo che impedisce l'ingresso ad eventuali detriti. Presso la pompa sono presenti due valvole: la valvola di avviamento a freddo (Cold Start Valve, CSV) e la valvola di regolazione della pressione (Pressure Regulating Valve, PRV).

La Cold Start Valve ha lo scopo di evitare picchi di pressione nel circuito dovuti alla maggiore viscosità dell'olio alle basse temperature nella fase di avviamento. La valvola è situata a valle della pompa ed è connessa tramite un condotto con l'olio a monte della pompa stessa; essa funziona tramite un differenziale di pressione: se la pressione a valle della pompa supera un certo valore prestabilito (200 psi, quasi 14 bar) la valvola si apre e scarica parte dell'olio di nuovo a monte della pompa. La molla di registrazione della CSV è tarata in fabbrica e non può essere registrata.

La Pressure Regulating Valve ha lo scopo di mantenere la pressione dell'olio nel circuito in un certo range operativo; per questo motivo è registrabile durante la manutenzione. Essa è situata vicino alla valvola CSV e funziona anch'essa tramite differenziale di pressione: viene tarata per limitare l'escursione della pressione oltre un certo limite in funzione dalla temperatura dell'olio e del numero di giri del compressore. Ruotando in senso orario la vite in testa alla valvola si aumenta la

pressione nel circuito. La normale pressione di lavoro varia tra 90-130 psi (all'incirca tra 6-9 bar).

Superate la pompa e le valvole, l'olio prosegue arrivando fino allo scambiatore di calore con il combustibile (Fuel Cooled Oil Cooler, FCOC): qui l'olio cede calore al combustibile per mantenere la sua temperatura in un range accettabile per l'intero sistema. Il FCOC è uno scambiatore a fascio tubiero e mantello in cui il combustibile scorre all'interno di un tubo e l'olio invece scorre dal lato "mantello", ovvero in una camera con dei diaframmi. Una valvola termostatica di bypass regola il flusso dell'olio; finché la temperatura del fluido resta sotto un certo livello la valvola resta aperta e lo scambiatore viene bypassato dall'olio che procede verso il componente successivo. Se la temperatura si alza la valvola si chiude e l'olio segue il percorso obbligato nel FCOC. Nel caso in cui il salto di pressione attraverso il componente superi un valore eccessivo, tale da danneggiarlo, la valvola di bypass si apre per ridurre la pressione. Un aumento di portata dell'olio migliora lo scambio termico e riduce la sua temperatura, viceversa una bassa portata fa incrementare la temperatura poiché lo scambio di calore risulta più inefficiente. Sullo scambiatore non è possibile eseguire manutenzioni scheduled.

Successivamente l'olio arriva al filtro dove viene depurato da eventuali corpi estranei che hanno superato la prima barriera nel serbatoio. L'olio, all'interno del motore, lubrifica i cuscinetti calettati sugli alberi che ruotano a migliaia di giri al minuto: durante il percorso inevitabilmente raccoglie particelle metalliche che devono essere rimosse tramite un filtro con maglie dell'ordine del micron. Se questo filtro si ostruisce il salto di pressione a cavallo del componente aumenta fino ad un livello pericoloso per il sistema (tra i 30 e 45 psi, circa tra i 2 e 3 bar); in queste condizioni, per evitare un calo della pressione e della portata di olio nel circuito a valle, avviene l'apertura di una valvola di bypass (precaricata con una molla).

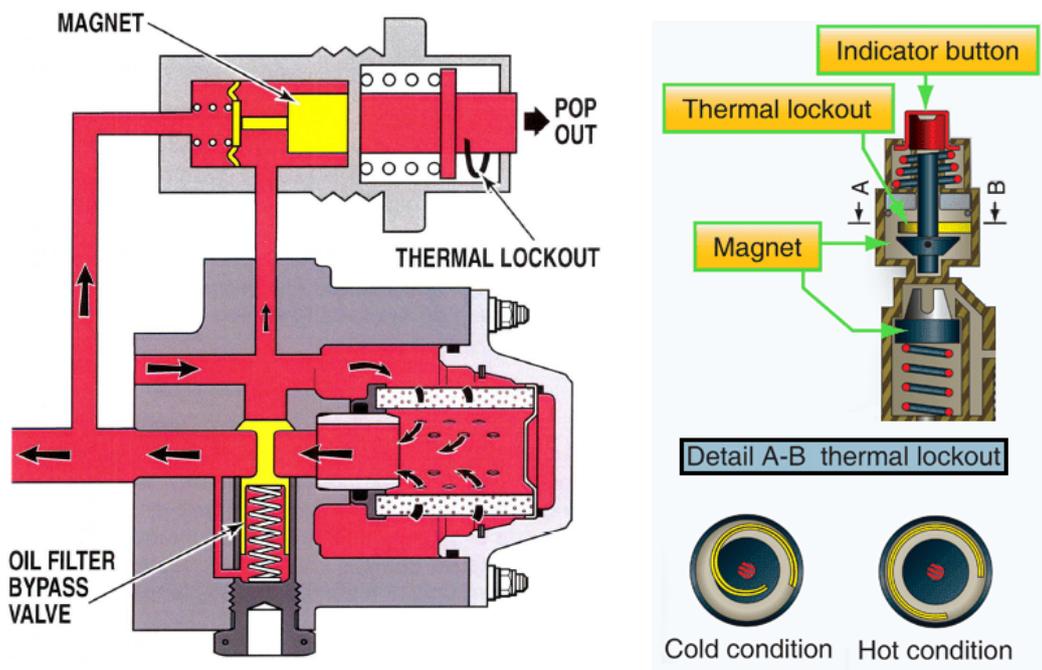


Figura 3.21: Sinistra: Schema del filtro dell'olio. Fonte: [20].

Destra: disegno esplicativo dell'impending bypass indicator. Fonte: [36]

Per segnalare al personale manutentore che il filtro è ostruito, vicino ad esso è presente un impending bypass indicator (indicatore del "bypass incombente"). Tale indicatore funziona tramite il differenziale di pressione a monte e a valle del filtro: quando il differenziale raggiunge un valore tra i 18 psi e i 24 psi (1,20 - 1,65 bar), la pressione a monte vince la rigidità della molla che trattiene il magnete vicino al pulsante rosso; a questo punto il pulsante (in materiale ferromagnetico) salta fuori grazie alla sua molla e lì rimane fino all'ispezione manutentiva. Per evitare false segnalazioni, dovute ad esempio all'incremento di pressione nel circuito durante l'avviamento a freddo (l'olio è più viscoso), è presente un termostato meccanico a lamina bimetallica che trattiene il pulsante fino a che non si raggiunge una certa temperatura di lavoro. [36]

Superato il filtro l'olio viene convogliato nel Fuel Heater dove il combustibile viene riscaldato.

Dopo tutti questi passaggi l'olio viene finalmente convogliato verso i cuscinetti dove viene iniettato tramite appositi spruzzatori. Durante il percorso dei sensori misurano la temperatura, la pressione e segnalano l'eventuale allarme di bassa pressione.

Per prevenire perdite di olio dalle cavità dei cuscinetti in zone dove tali perdite provocherebbero problemi (cuscinetti 1, 2, 3) si utilizza l'aria in pressione spillata dalle stazioni 2.5 e 3 per pressurizzare le guarnizioni di tenuta in carbonio. Tali guarnizioni sono divise in due parti, una fissa e una rotante; tra le due parti vi è uno spazio minimo e l'aria in pressione serve per evitare che l'olio trafigli da esso. Le guarnizioni sono costituite da uno o più anelli in carbonio inseriti nell'alloggiamento del cuscinetto e caricati con molle per stare il più a contatto possibile con gli elementi rotanti (sfere o rulli).

Svolto il compito di lubrificare e raffreddare i cuscinetti, l'olio viene raccolto dal circuito di ritorno e convogliato tramite tre pompe idrauliche situate nella gearbox al suo serbatoio.

L'olio nell'alloggiamento del cuscinetto numero 1 scivola per gravità al fondo della scatola ingranaggi (gearbox) da dove viene filtrato e pompato verso il serbatoio.

Lo scarico dell'olio dal cuscinetto numero 2 funziona tramite una pompa e una valvola di rilascio; a basso numero di giri la pompa è sufficiente a far circolare l'olio, ma quando i giri aumentano e la portata d'aria in pressione che si insinua nel circuito di ritorno aumenta è necessario rimuovere quest'aria per far funzionare correttamente la pompa. In caso di elevata pressione nel circuito si apre una valvola di rilascio (blowdown valve) situata a monte della pompa che espelle aria e una parte dell'olio direttamente al fondo della gearbox; tale valvola evita il rischio di un allagamento di olio nella cavità del cuscinetto.

Per quanto riguarda il cuscinetto numero 3, la pressione dell'olio fa scorrere il lubrificante attraverso un condotto di Venturi fino ad un bacino di raccolta al fondo della zona di scarico del motore. L'olio dei cuscinetti numero 4 e 5 viene raccolto per gravità nello stesso bacino. tramite la linea di ritorno e una pompa il lubrificante viene portato nella gearbox.

Dalla gearbox l'olio viene inviato in un condotto dove, prima di entrare nel serbatoio, è presente il chip detector che rileva la presenza di contaminanti e detriti metallici nel lubrificante e segnala in cabina eventuali situazioni di stress del motore.

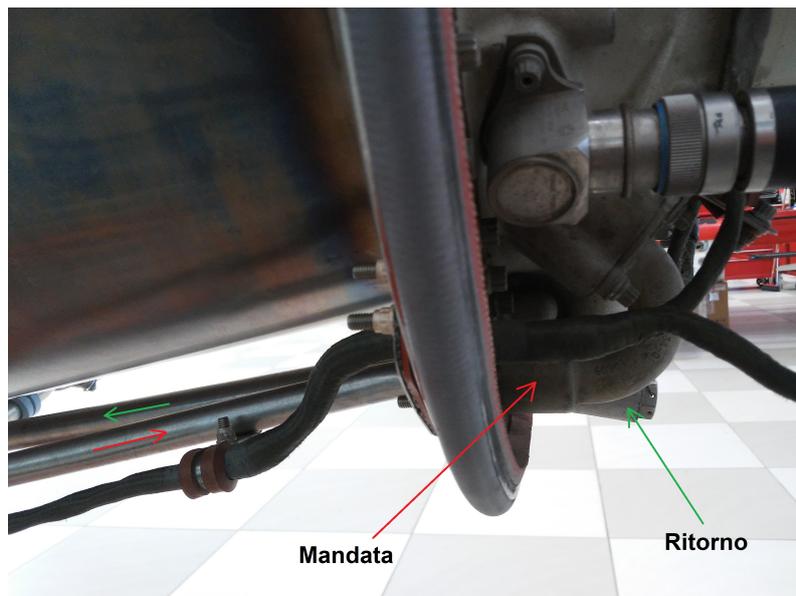


Figura 3.22: Foto del tubo di mandata e di ritorno dell'olio dei cuscinetti 3, 4 e 5.
Fonte: fotografia dell'autore

La gearbox è pressurizzata tramite l'aria espulsa dalla linea di ritorno dell'olio. Quest'aria è ricca di olio da cui deve essere separata prima di essere espulsa; per fare ciò essa viene "centrifugata" in una girante ricavata nell'ingranaggio dello starter generator: la pressione spinge l'aria nella girante dove, tramite la forza centrifuga, si separa l'olio (più pesante) dall'aria (più leggera). L'olio viene raccolto nella gearbox per poi essere rimandato nel serbatoio, mentre l'aria viene espulsa all'esterno del motore tramite lo sfiato.

I malfunzionamenti del sistema di ricircolo dell'olio sono riscontrabili con allagamenti degli alloggiamenti dei cuscinetti, fumo dal condotto di scarico e odore di olio bruciato in cabina. Il consumo di olio del motore si aggira intorno a 0,10 litri all'ora.

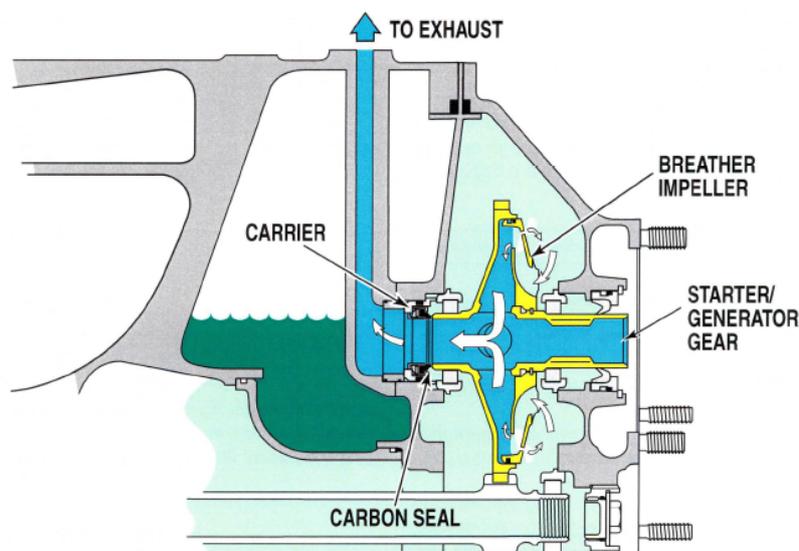


Figura 3.23: Sistema di separazione olio-aria. Fonte: [20]

3.15 Sistema di accensione

Il sistema di accensione produce la scintilla iniziale che incendia la miscela di aria e combustibile in un ampio intervallo di temperatura. Il sistema è costituito da un ignition exciter che produce l'elevato voltaggio con due output, due cavi di alta tensione e due candele inserite nell'anello del combustore. L'energia elettrica è fornita dal sistema primario in corrente continua a 28 V. [20]

L'ignition exciter è un modulo di accensione a scarica di condensatore che trasforma la corrente continua a 28 V di input in una corrente pulsata ad alta tensione in output. Il condensatore è capace di accumulare un'energia pari a 1,25 J ad un voltaggio in uscita di 8 kV. Questa tipologia di modulo di accensione è progettata per usare candele a semiconduttori. [20]

Dei cavi ad alta tensione trasportano la corrente alle due candele di accensione, le quali sono ubicate sul case esterno e arrivano fino all'interno dell'anello del combustore nella zona definita "primaria", dove si innesca la combustione.

Le candele sono costituite da un elettrodo circondato da un guscio in materiale semiconduttore; la differenza di potenziale applicata tra l'elettrodo centrale e il guscio genera un passaggio di corrente attraverso l'intercapedine d'aria. A mano a mano che il passaggio di corrente cresce l'aria si ionizza e lo scarico di energia genera la scintilla che innesca la combustione.

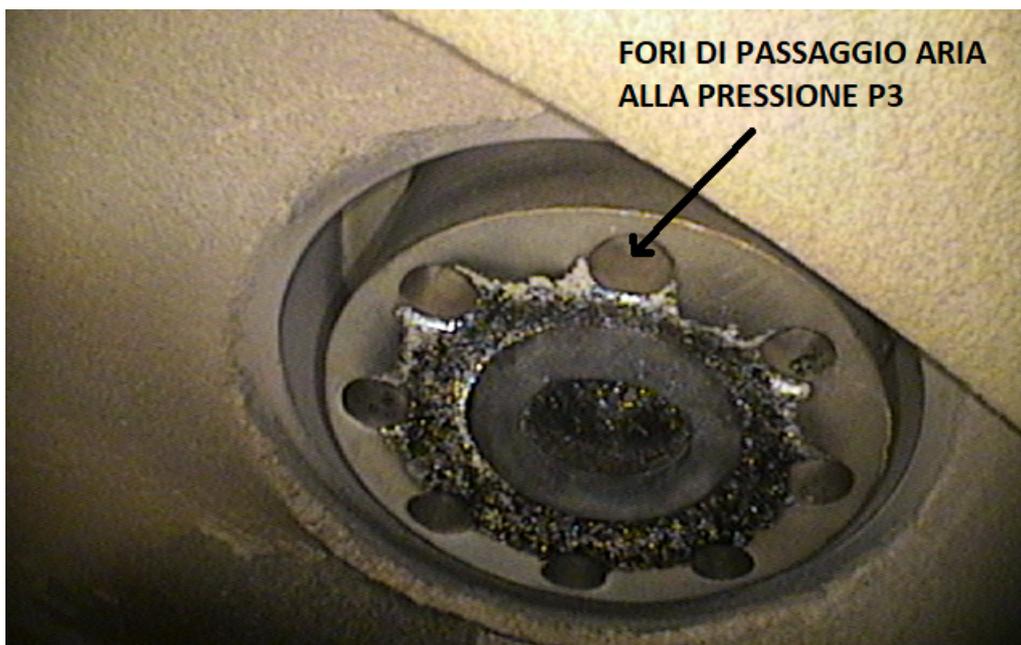


Figura 3.24: Candela di accensione fotografata tramite il boroscopio. Fonte: Air-green S.r.l.

3.16 Sistema combustibile

Il sistema di afflusso del combustibile gestisce la fonte di energia chimica (il cherosene Jet-A1) che permette al motore di funzionare come tale, producendo potenza. Nello specifico il sistema deve fornire la giusta portata di combustibile all'opportuna pressione.

I componenti del sistema combustibile sono:

- 1) il Fuel Management Module (FMM), il modulo di gestione del combustibile;
- 2) la pompa a due stadi integrata nel FMM;
- 3) il riscaldatore del combustibile (Fuel Heater);
- 4) il filtro;
- 5) lo scambiatore di calore olio-combustibile (FCOC);
- 6) l'ecology fuel accumulator;
- 7) il collettore e le tubazioni;
- 8) gli spruzzatori.

Tutto il sistema combustibile si interfaccia con altri sistemi e componenti:

- l'Electronic Engine Control (EEC);
- il sistema rilevamento della ITT;
- i sensori del numero di giri del gas generator e della turbina libera di potenza;
- il sensore di coppia trasmessa;
- la Data Collection Unit (DCU);
- il Permanent Magnet Alternator (PMA).

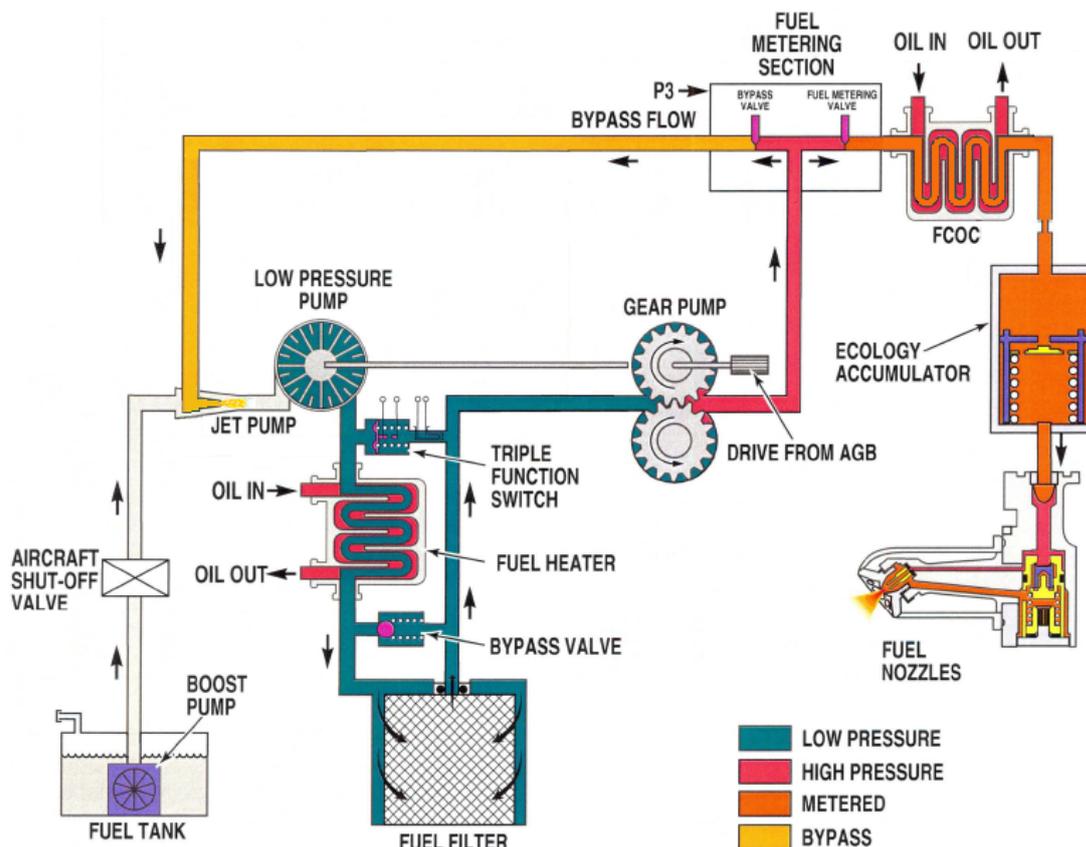


Figura 3.25: Schema illustrativo del sistema combustibile. Fonte: [20]

Una pompa elettrica di mandata (boost pump) invia il combustibile dal serbatoio al motore; superata una valvola di chiusura (shut-off valve), il combustibile arriva al motore.

Il Fuel Management Module è un sistema elettro-idro-meccanico che gestisce l'afflusso del combustibile al motore nelle varie fasi operative. Esso generalmente opera in modalità automatica, ma all'occorrenza (in presenza di malfunzionamenti) può

essere gestito manualmente. Il FMM riceve input dall'Electronic Engine Control nella modalità automatica e dal Power Level Angle (PLA, la manetta) in modalità manuale. Nel sottocapitolo 3.17 viene trattato più in dettaglio il controllo del motore.

La pompa per il combustibile presente nel motore è integrata nel FMM ed è divisa in due stadi: una pompa rigenerativa e una a ingranaggi.

Quando il combustibile giunge dai serbatoi al motore incontra la pompa rigenerativa o low pressure pump (si veda A.1) e viene inviato al Fuel Heater e al filtro. A monte di questa pompa è presente una "jet pump" (pompa a getto) che aiuta il flusso a fluire verso di essa spillando il carburante ad una pressione più alta ed immettendolo nella corrente. Lo scopo della low pressure pump è innalzare la pressione del liquido per inviarlo agli altri componenti, ma è anche funzionale ad evitare effetti di cavitazione (si veda A.1) nella pompa ad ingranaggi.

Il Fuel Heater svolge l'importante funzione di preriscaldare il combustibile per eliminare eventuali cristalli di ghiaccio presenti nel liquido che potrebbero compromettere il funzionamento del filtro posto a valle. Una valvola termostatica regola il flusso di combustibile nel componente a seconda della temperatura del liquido: se la temperatura è inferiore ai 10 °C la valvola resta completamente aperta e permette il fluire del combustibile all'interno del riscaldatore, mentre nell'intervallo tra 10-32 °C una parte fluisce all'interno del componente e un'altra lo bypassa; se la temperatura supera i 32 °C la valvola si chiude e il componente viene del tutto bypassato per evitare che il cherosene si riscaldi troppo [20].

Uno switch inserito nel circuito a cavallo tra l'uscita della pompa rigenerativa e l'uscita del filtro ha il compito di segnalare in cabina alcune condizioni anomale:

- combustibile a temperature prossime al congelamento;
- combustibile a temperature troppo alte;
- rischio di ostruzione del filtro (quando il differenziale di pressione arriva a valori compresi tra 1,1-1,3 bar [20]).

Il filtro ha il compito di filtrare e rimuovere particelle e detriti estranei presenti nel combustibile prima che questo arrivi alla pompa ad ingranaggi ed entri all'interno del sistema di gestione e dosatura. Come nel caso del filtro dell'olio è presente una valvola di bypass e un indicatore pop up che salta fuori grazie al differenziale di pressione quando è imminente il blocco del filtro e la conseguente apertura della valvola di bypass. Le maglie del filtro hanno dimensioni dell'ordine dei micrometri.

Superati questi componenti il combustibile giunge alla pompa ad ingranaggi che ne incrementa la pressione per inviarlo alla sezione di dosaggio e agli spruzzatori. Tale pompa riceve il moto dagli ingranaggi della gearbox che movimentano anche il primo stadio di pompaggio a bassa pressione. I valori dei salti di pressione generati dagli stadi della pompa variano a seconda del numero di giri; nel caso a regime massimo il salto di pressione nella pompa rigenerativa è di circa 10 bar mentre nella pompa a ingranaggi può arrivare intorno ai 48 bar [20].

Il combustibile in seguito raggiunge la sezione in cui una valvola di dosaggio (metering valve), coadiuvata da un complesso sistema di valvole, servovalvole, sensori e leveraggi che ricevono input dall'EEC, dalla PLA, dalla pressione P3 e dal numero di giri del gas generator permette di dosare opportunamente la quantità di combustibile necessaria ad erogare la coppia richiesta al motore in base alla manovra e alla fase di volo in cui è impiegato l'elicottero. Un bypass permette di recuperare il combustibile in eccesso e re-immetterlo nel circuito.

Il combustibile dosato prosegue il suo viaggio verso la combustione passando per il FCOC dove svolge la funzione di raffreddare l'olio lubrificante e raccogliere calore utile: più il combustibile è caldo e più efficiente sarà il ciclo termodinamico.

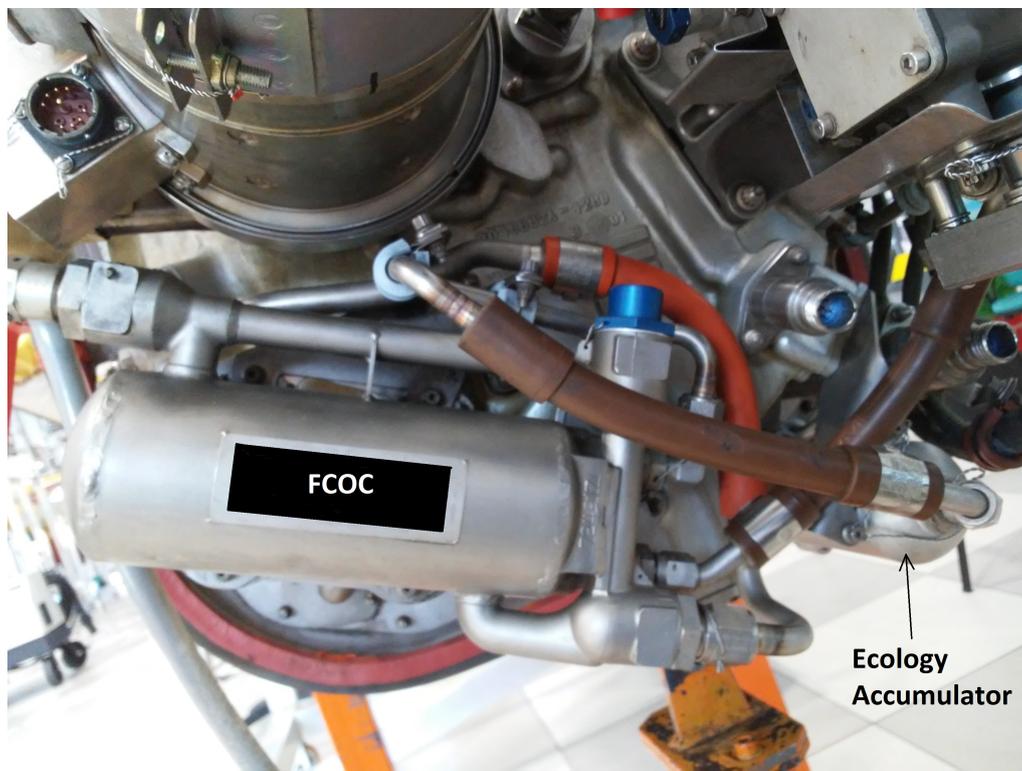


Figura 3.26: Foto del Fuel Cooler Oil Cooled e dell'Ecology Fuel Accumulator.
Fonte: fotografia dell'autore

Nel circuito del combustibile è presente un ecology fuel accumulator che ha lo scopo di isolare il circuito dagli spruzzatori e raccogliere il combustibile presente nel collettore al momento dello spegnimento del motore. Durante il funzionamento la pressione del circuito fa abbassare il pistone interno all'accumulatore e permette al combustibile di raggiungere la camera di combustione; quando il motore viene spento la pressione cala e il pistone si alza aspirando il combustibile che si trova nel collettore e negli spruzzatori: in questo modo si riduce il rischio di formazione di residui di carbonio sugli spruzzatori. Non appena il motore viene avviato il combustibile accumulato nel fuel accumulator viene scaricato nel collettore e poi in camera di combustione.

Il combustibile, tramite il collettore, raggiunge i 14 spruzzatori connessi da tubazioni e disposti radialmente intorno alla camera di combustione entro la quale viene iniettato. Gli spruzzatori sono di due tipi: duplex e simplex. I duplex sono 7 e hanno una doppia valvola al loro interno che gestisce un flusso primario e uno secondario che si uniscono nell'ugello, mentre i simplex hanno solo il passaggio per il flusso secondario. All'avviamento il combustibile ha una pressione bassa, ma sufficiente per entrare in camera di combustione vincendo la resistenza della molla che permette alla valvola di occludere il passaggio primario. Quando il numero di giri del generatore di gas aumenta la pressione cresce e si apre anche il percorso secondario in tutti gli spruzzatori. L'involucro intorno all'ugello permette l'ingresso di

aria alla pressione P_3 proveniente dal case del gas generator: quest'aria raffredda lo spruzzatore e favorisce la miscelazione del combustibile nella camera di combustione.

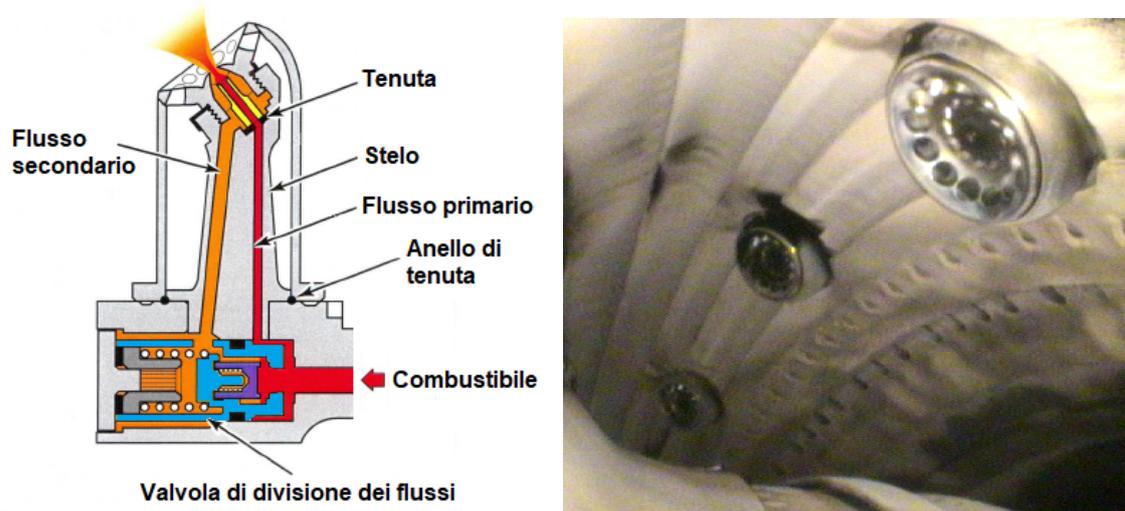


Figura 3.27: Sinistra: Schema di uno spruzzatore duplex. Fonte: [20].
 Destra: spruzzatori osservati all'interno della camera di combustione tramite il borescopio. Fonte: Airgreen S.r.l.

3.17 Sistema di controllo e sensoristica

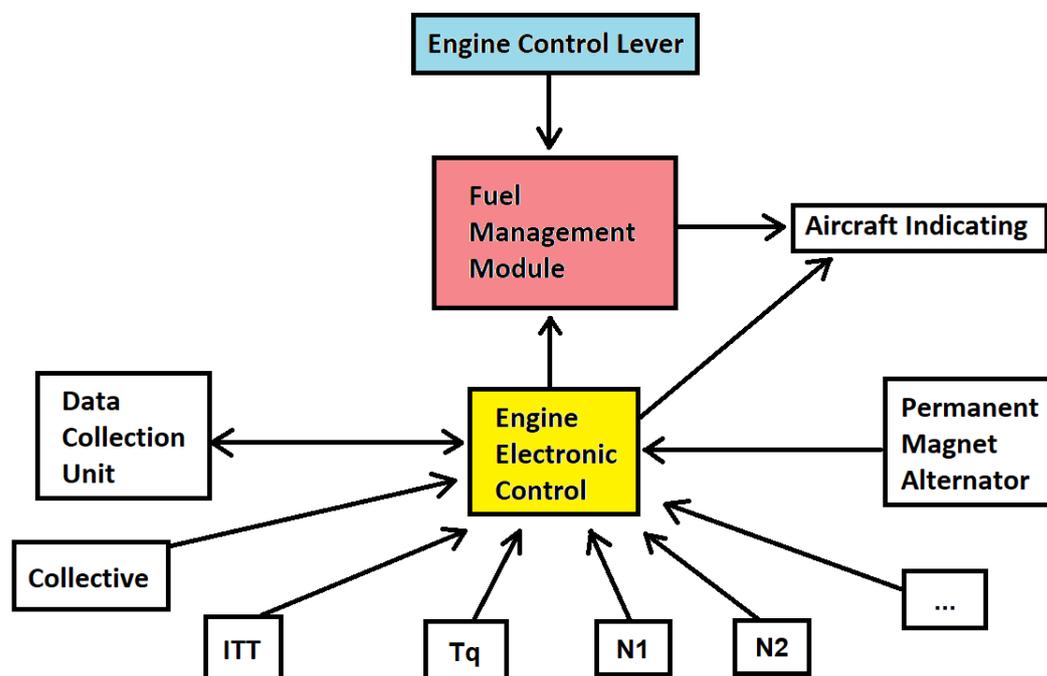


Figura 3.28: Schema esemplificativo delle relazioni che coinvolgono il FMM e l'EEC. Fonte: [20]

Una delle caratteristiche fondamentali dell'elicottero inteso come sistema aeromobile è la costanza del numero di giri del rotore principale entro ridotti limiti di tolleranza (dell'ordine del 1 % [2]); i due motori turboalbero PT6C-67C devono garantire l'erogazione di coppia necessaria a rispettare questo requisito nell'AW139.

Il parametro che permette di variare la potenza e la coppia prodotta dal motore è la portata del carburante, la quale influenza sia la temperatura in camera di combustione, sia il numero di giri degli alberi. I due componenti che permettono di controllare il motore sono il Fuel Management Module e l'Electronic Engine Control.

3.17.1 Il modulo di gestione del combustibile

Nel motore PT6C-67C il modulo di gestione del combustibile (FMM) presenta due modalità di funzionamento: auto e manual.

Nella modalità automatica è l'Electronic Engine Control a elaborare la richiesta del pilota e a trasmettere l'input di comando ad un torque motor (si veda A.1) che tramite il pistone di una servovalvola modula la rotazione della valvola di dosaggio (fuel metering valve, FMV).

La FMV è costituita da un pistone forato che scorre in un cilindro con una apertura su un lato che lamina la portata di combustibile destinata alla camera di combustione; tale pistone può ruotare sul suo asse grazie ad una leva che riceve gli input del pilota e può spostarsi verticalmente mediante un soffietto che viene pressurizzato dall'aria alla pressione P3 e controllato dal differenziale di pressione tra aria e combustibile: in questo modo tramite l'input proveniente dalla cabina e il differenziale di pressione è possibile regolare la portata del combustibile in funzione solo della dimensione dell'orifizio.

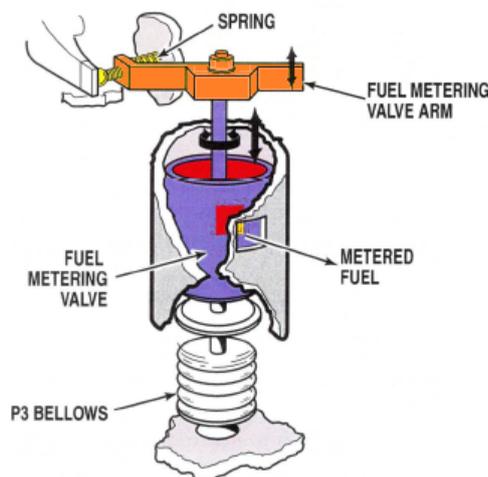


Figura 3.29: Valvola di dosaggio (metering valve); si osservi l'orifizio dal quale esce il combustibile dosato. Fonte: [20]

Oltre al torque motor sulla FMV operano due sistemi che limitano l'escursione del numero di giri oltre i valori consentiti:

- l'overspeed solenoid con una overspeed servo valve che grazie all'input elettrico dall'EEC limitano la rotazione della FMV quando si opera in modalità auto;
- il governor, un dispositivo meccanico di controllo automatico del regime di rotazione del generatore di gas; tale componente, costituito da masse inerziali, una molla

contagiri e leveraggi, rileva il numero di giri del motore e in modalità auto mantiene una leva in prossimità della FMV, senza toccarla.

Il passaggio da modalità automatica a modalità manuale avviene generalmente quando subentrano malfunzionamenti: in questi casi una valvola denominata auto/manual solenoid (oppure mode select solenoid valve, MSSV) cessa di ricevere corrente elettrica dall'EEC, disinserisce il modo "auto" depressurizzando la servovalvola asservita al torque motor e permette alla leva del governor di agire direttamente sulla rotazione della fuel metering valve in funzione degli input provenienti dalla manetta (Power Level Angle).

La manetta (PLA) sull'elicottero è un comando combinato con il collettivo, il quale comanda la variazione di trazione del rotore principale variando il passo delle pale: per mantenere costante il numero di giri del rotore deve variare la richiesta di coppia al motore e quindi l'afflusso di combustibile. [2]

Il Fuel Management Module è un componente estremamente complesso del motore, per cui la sua manutenzione si riduce all'ispezione e alla sostituzione dei filtri, mentre le operazioni di smontaggio sono demandate al costruttore o a ditte specializzate. Numerose sono le valvole e servovalvole interne al FMM che non vengono analizzate nel presente elaborato. [20]

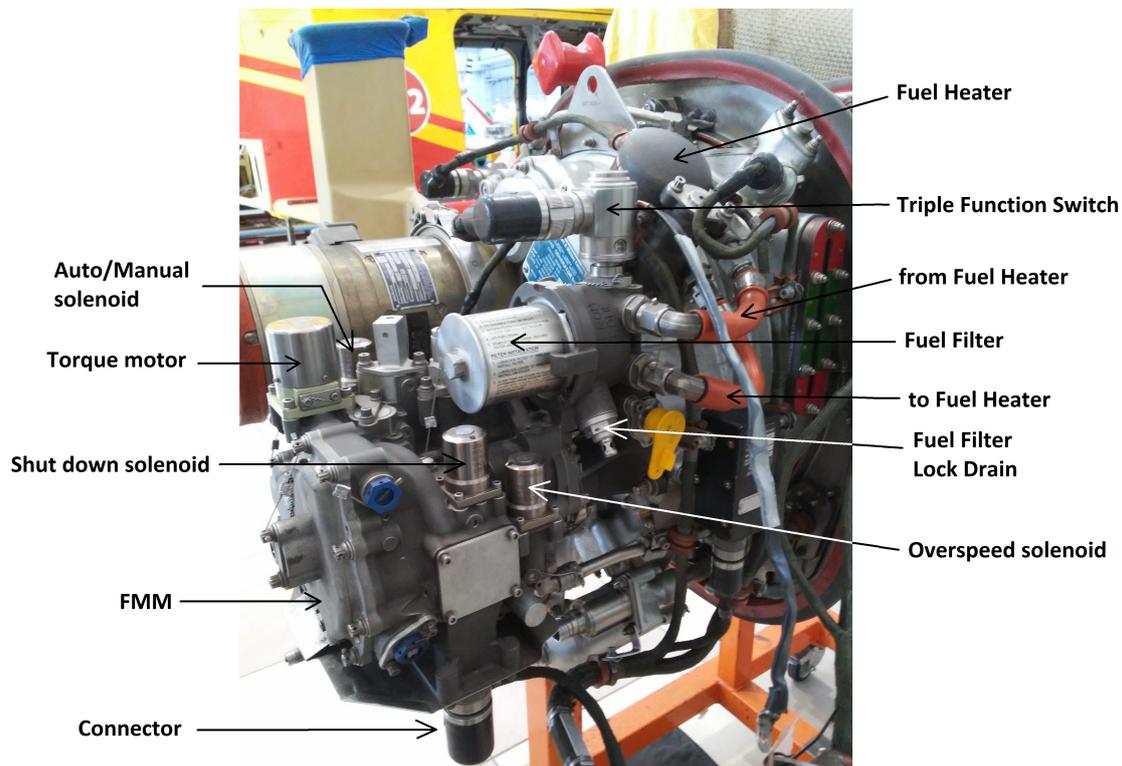


Figura 3.30: Foto con indicati alcuni elementi visibili del Fuel Management Module. Fonte: fotografia dell'autore

3.17.2 Sistema elettronico

L'Engine Electronic Control è il sistema elettronico che gestisce in modo automatico i motori imbarcati e il sistema dei rotori dell'elicottero. Tale sistema è connesso tramite cablaggi all'aeromobile e ai sensori presenti sui motori.

Lo scopo principale di questo componente è quello di alleggerire il lavoro del pilota e gestire in autonomia il corretto funzionamento del motore. Le principali funzioni sono [20]:

- gestire l'afflusso di carburante tramite il Full Authority Digital Electronic Control (FADEC) che comanda il torque motor;
- garantire un back-up manuale nella gestione del FMM in caso di guasto dell'elettronica;
- supervisionare l'accensione e lo spegnimento;
- permettere l'avviamento automatico con impostato il limite della ITT;
- gestire la potenza prodotta;
- mantenere costante il numero di giri della turbina libera (N2);
- limitare il superamento dei limiti di certi parametri (ITT, TQ, N1);
- rilevare tutti i parametri e segnalare malfunzionamenti;
- eseguire test;
- far funzionare in modo combinato i due motori.

L'EEC è alloggiato in un contenitore di alluminio refrigerato e fissato alla cellula tramite degli isolatori di vibrazioni. L'alimentazione elettrica è fornita dal circuito primario dell'aeromobile in corrente continua a 28 V oppure dal Permanent Magnet Alternator (PMA) in corrente alternata a 64 V. L'alimentatore converte tali input in corrente continua.

L'EEC è suddiviso in due sottosistemi:

- il sottosistema di controllo che agisce sulla portata di combustibile;
- il sottosistema limitatore che fornisce una protezione alle parti hardware contro eventuali superamenti dei limiti.

Il sistema elettronico controlla in modo calibrato e continuo l'afflusso del combustibile secondo un modello dinamico ad anello chiuso o closed loop (si veda A.1): il sistema monitora la velocità di rotazione dell'albero del generatore di gas per poter conoscere la risposta del motore agli input ed eseguire le opportune correzioni.

L'EEC riceve i comandi da parte del pilota tramite gli interruttori di gestione della potenza (power management switches, PMS), le leve di controllo del motore (engine control lever, ECL o PLA), lo switch di selezione della modalità auto/manual e il collettivo.

Per quanto riguarda i PMS, il pilota può selezionare il settaggio del motore: "OFF" (spento), "IDLE" (minimo) e "FLT" (volo). In sostanza il pilota comunica al motore cosa desidera in un certo lasso di tempo, ad esempio in idle il numero di giri delle turbine libere non deve superare il 65 % del valore nominale, mentre in modalità di volo il motore aumenta il numero di giri fino al valore di default (100 % o 102 % generalmente) necessario al volo. Oltre a queste impostazioni di base il pilota può selezionare: la coppia o la temperatura ITT in funzione delle condizioni ambiente, la velocità rotazionale di riferimento N2 in %, la modalità di controllo da automatica a manuale, la funzione di addestramento in condizioni One Engine Inoperative (OEI), la funzione di test per condizioni di fuori giri, lo switch per autorizzare il superamento dei limiti (solo in caso di emergenza).

Durante missioni in cui la gestione del motore è in modalità automatica la PLA o ECL (la manetta) resta bloccata in una posizione neutrale. Quando invece la modalità di gestione passa in manuale il pilota agisce direttamente sulla manetta: il comportamento del motore risulta lineare con quanto espresso dalla manetta a seconda della sua inclinazione, anche se di fatto il range del numero di giri del

generatore di gas non varia linearmente da 0 % a 100 %, ma parte da valori di minimo intorno al 60 % fino ad arrivare al 106 %. In caso il pilota agisca con variazioni troppo rapide sulla manetta il sistema idro-meccanico del FMM provvede a mitigare le accelerazioni e le decelerazioni per evitare il fenomeno del pompaggio oppure lo spegnimento dovuto al flameout (si veda la Figura 3.31).

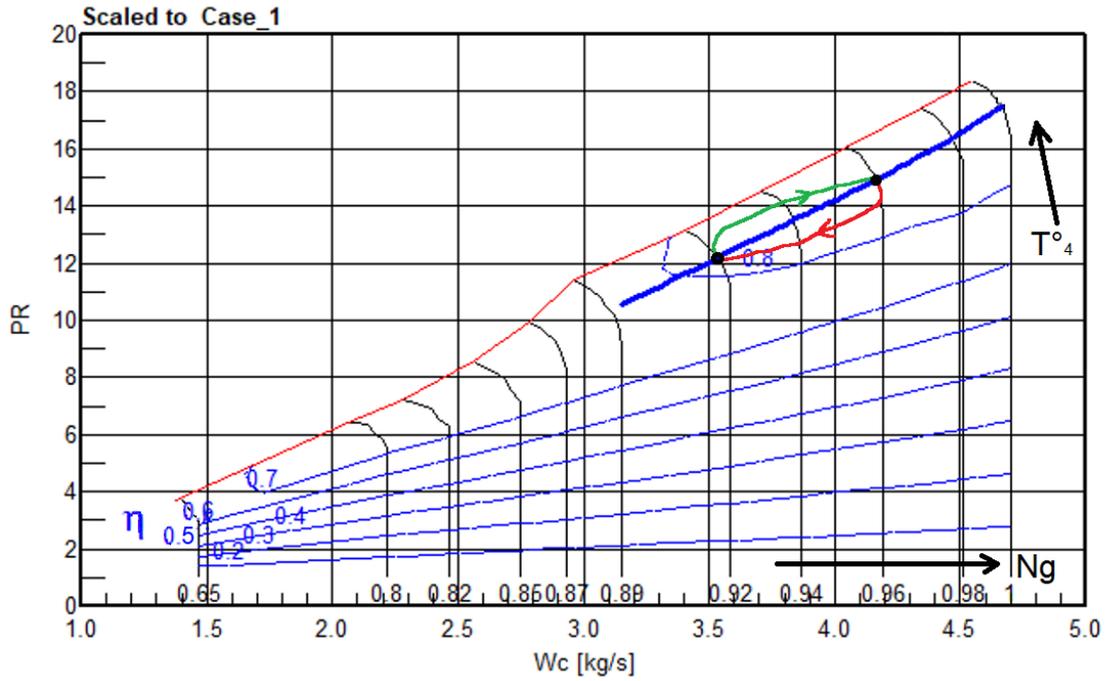


Figura 3.31: Esempio di mappa del compressore di un turboalbero (non è quella del compressore del PT6C-67C); sull'asse delle ascisse vi è la portata corretta e sull'asse delle ordinate il rapporto di compressione. Fonte: [40]

Se il pilota intende accelerare (linea spessa verde) incrementa la portata del combustibile e conseguentemente la temperatura in camera di combustione; poiché l'inerzia rotazionale dei dischi impedisce una variazione repentina del numero di giri come nel caso della temperatura, il punto di funzionamento non si sposta lungo la linea di lavoro (linea spessa blu), ma si avvicina al pompaggio (linea sottile rossa). Il sistema di gestione impedisce che l'incremento di combustibile sia tale da portare il compressore in pompaggio e tende a riportare il punto di funzionamento lungo la linea di lavoro.

Se invece la richiesta del pilota è di ridurre la coppia prodotta (linea spessa rossa), allora la portata di combustibile viene ridotta: sempre a causa dell'inerzia rotazionale dei rotori in un primo momento il numero di giri resta costante e la portata di aria aspirata dal compressore aumenta; se tale aumento è eccessivo si rischia di "soffiare via la fiamma" (flameout) dal combustore, per cui anche in questo caso il FMM interviene per evitare ciò.

Tramite uno switch è possibile scegliere se operare in modalità automatica oppure manuale. Normalmente si opera in automatico e l'EEC svolge tutte le funzioni di controllo del motore mentre il pilota può concentrarsi sulle manovre. Gli obiettivi principali di un sistema di controllo automatico sono:

1) modulare la potenza prodotta (o la spinta in altre tipologie di turbomotori);

- 2) gestire le fasi transitorie;
- 3) rendere la vita operativa dei componenti il più lunga possibile;
- 4) garantire operazioni in sicurezza.

Poiché le variabili in gioco sono numerose, i sistemi automatici migliorano sensibilmente le prestazioni, alleggerendo il lavoro della "risorsa umana".

Il collettivo è la leva di comando che varia il passo delle pale del rotore principale (l'angolo d'attacco del profilo), variando le condizioni di portanza dell'elicottero; per contrastare la differente resistenza dovuta alla variazione del passo l'EEC provvede a variare l'erogazione della coppia in modo trasparente al pilota.

I parametri sottoposti a limitazioni da parte dell'EEC sono: ITT, numero di giri del generatore di gas, coppia trasmessa dal singolo motore e coppia trasmessa dai motori accoppiati.

3.17.3 Sensoristica e indicazioni in cabina

Il motore ha diversi parametri che variano durante il funzionamento e vengono rilevati dai sensori:

- il numero di giri del generatore di gas (indicato come N_{GG} , Ng , NG , $N1$);
- il numero di giri della turbina libera di potenza (indicato come N_{TL} , N_{pt} , $N2$);
- la coppia trasmessa (Tq);
- la temperatura del gas tra le turbine (ITT);
- la temperatura in ingresso nel motore (T1);
- la temperatura dell'albero di trasmissione;
- il blocco del filtro dell'olio;
- la pressione e la temperatura dell'olio;
- il blocco del filtro del combustibile;
- la pressione e la temperatura del combustibile;
- la presenza di frammenti metallici nell'olio.

Tutti questi dati vengono inviati all'Electronic Engine Control, alla cabina di pilotaggio e ad un registratore di dati.

Il registratore di dati del motore è la Data Collection Unit (DCU), un componente elettronico che ha la funzione di conservare informazioni quali:

- il numero seriale del motore;
- il numero totale di ore di funzionamento;
- il numero di cicli del compressore, della turbina del generatore di gas e della turbina libera di potenza;
- la vita a fatica delle palette di compressore e turbina;
- gli episodi di superamento limiti rilevati dall'EEC;
- i guasti rilevati dall'EEC.
- i valori di trim per la coppia e la ITT da trasmettere all'EEC.

La DCU è un elemento tarato su misura per ciascun motore; essa è alimentata dall'EEC e funziona in tre modalità:

- power-up (accensione), quando il motore viene avviato e in automatico si verifica il corretto funzionamento dell'unità;
- operational (operativa), quando la DCU avviata funziona e comunica i dati di trim all'EEC;
- fault (guasta), quando si riscontra un problema.

Le azioni manutentive sulla DCU prevedono lo scarico dei dati ad intervalli regolari

di 50 ore (con una tolleranza di ± 10 ore), mentre una eventuale riprogrammazione o sostituzione deve essere svolta da personale autorizzato e deve prevedere di riportare i dati salvati nell'unità originale in quella sostitutiva.

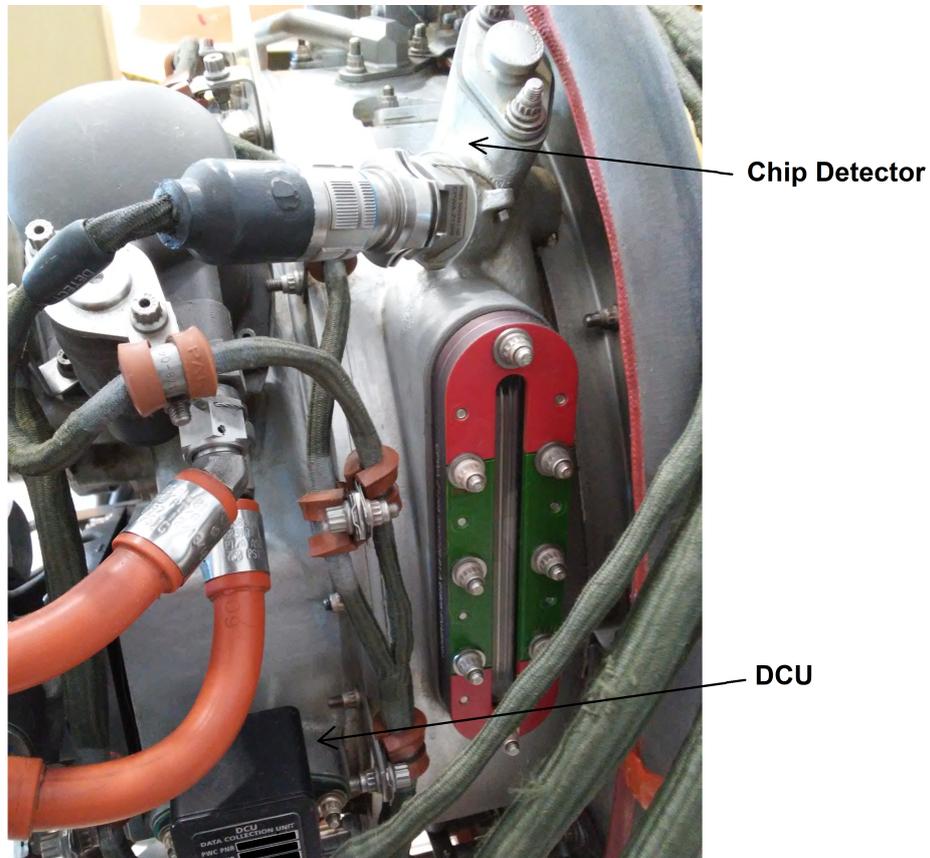


Figura 3.32: DCU e Chip Detector. Fonte: fotografia dell'autore

Per rilevare N1 è presente un sensore magnetico costituito da tre bobine indipendenti e posizionato in prossimità dell'albero dello starter generator, dove sfrutta i denti dell'ingranaggio in rotazione (che disturbano il flusso di campo magnetico) per produrre un segnale elettrico in corrente alternata con una frequenza proporzionale al numero di giri del compressore. Una delle tre bobine invia il dato all'EEC e in caso di guasto (con perdita del segnale) la gestione del motore passa in modalità manuale e viene registrato il codice di guasto nella DCU. Le altre due bobine servono per inviare l'informazione sul numero di giri alla cabina.

Il numero di giri dell'albero della turbina libera (N2) e la coppia trasmessa (Tq) sono rilevati tramite due sensori magnetici costituiti da due bobine ciascuno e posizionati nella parte bassa del case del condotto di scarico, in prossimità dell'alloggiamento del cuscinetto numero 5. Tali sensori, similmente al sensore N1, rilevano la velocità di rotazione dell'albero di trasmissione della coppia grazie alla variazione di flusso di campo magnetico dovuta alla presenza di dentellature sull'albero. Poiché tale zona è prossima alla parte calda del motore e le sollecitazioni termiche sui componenti meccanici sono importanti, sulla punta dei sensori è presente una termoresistenza (Resistance Temperature Detector, RTD) al platino che ha lo scopo di rilevare la temperatura dell'albero e segnalarla all'EEC, il quale la usa per ap-

portare le opportune correzioni ai valori di velocità. Nell'eventualità che il segnale sulla temperatura venga perso l'EEC utilizza un valore di default.

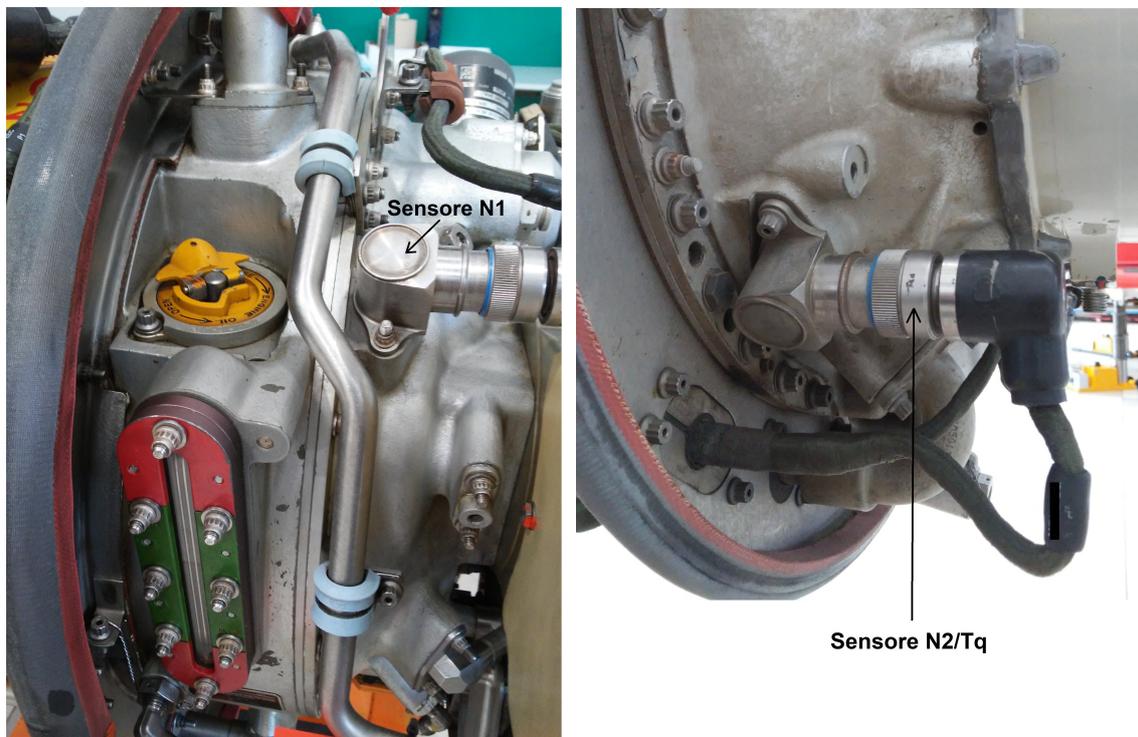


Figura 3.33: Sinistra: Sensore N1 posizionato sulla gearbox. Fonte: fotografia dell'autore

Destra: Sensore N2/Tq sinistro posizionato in prossimità dell'albero di trasmissione. Fonte: fotografia dell'autore

Le due bobine di ciascun sensore provvedono a inviare l'informazione sul numero di giri N2 e sulla coppia sia all'EEC sia ai display in cabina. Nello specifico il sensore di destra comunica l'informazione all'EEC del motore, mentre quello di sinistra informa l'EEC dell'altro motore imbarcato sull'elicottero: questa distinzione serve come back-up e garantisce la corretta combinazione delle coppie trasmesse dai due motori nel caso subentrino problemi di gestione tra le EEC dei singoli motori.

La misurazione della coppia è possibile grazie alla presenza di un albero di riferimento concentrico situato all'interno dell'albero di trasmissione e che non trasmette alcun carico. Entrambi gli alberi hanno una ruota dentata ad un'estremità (dove sono posizionati i sensori); quando viene trasmessa la coppia l'albero più esterno si torce e la differenza angolare tra i denti di tale albero e quelli dell'albero interno è proporzionale alla coppia applicata. La differenza angolare viene misurata dai sensori e trasmessa sotto forma di segnale elettrico in corrente alternata sinusoidale. In fabbrica vengono eseguiti dei test per confrontare i valori di coppia segnalati dai sensori con quelli misurati tramite apposite strumentazioni: generalmente vengono riscontrati degli scostamenti dovuti a tolleranze di fabbricazione e piccoli difetti del materiale, per cui si introducono dei valori correttivi di trim salvati nella DCU che permettono di correggere i valori rilevati dai sensori. I valori di trim sono caratteristici di ogni singolo motore e vengono segnati su un'apposita targhetta.

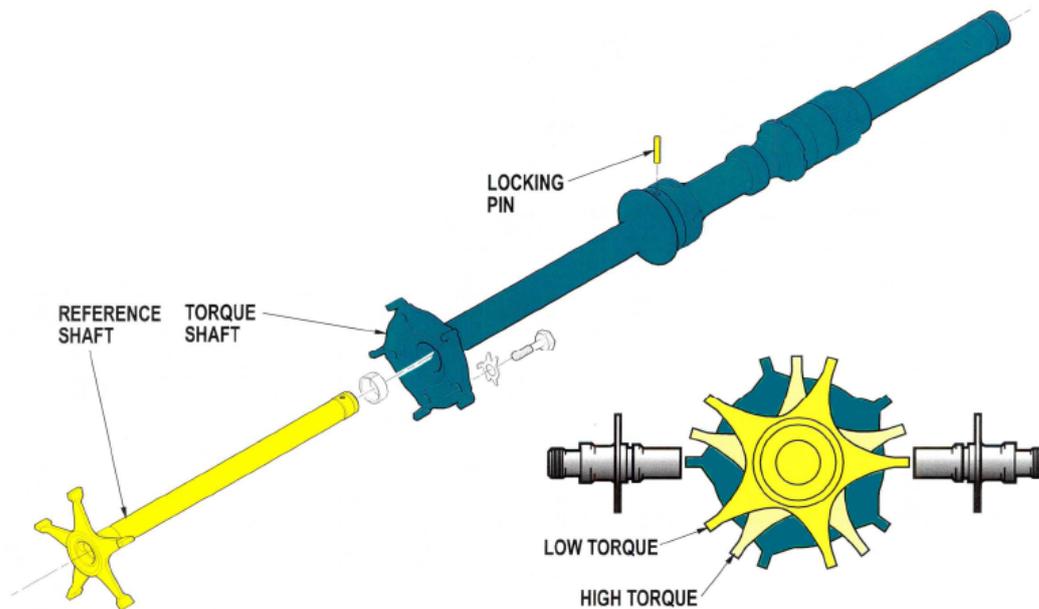


Figura 3.34: Albero di trasmissione della coppia (verde) e albero di riferimento (giallo). Fonte: [20]

La temperatura T5 tra la turbina del compressore e la turbina libera di potenza viene rilevata tramite otto termocoppie Chromel / Alumel (si veda A.1) posizionate intorno al condotto. Le termocoppie sono connesse in parallelo per ottenere un valore medio tra quelli misurati; la temperatura T5 è misurata tramite la giunzione calda, mentre la giunzione fredda ha come riferimento la temperatura ambiente T1 rilevata dall'apposito sensore. Le azioni manutentive sui sensori di temperatura alla stazione 5 del motore prevedono il controllo, tramite un tester, del valore della resistenza elettrica fra:

- i terminali dei due distinti conduttori della termocoppia;
- un terminale della termocoppia e il case del condotto di scarico.

Esistono degli intervalli di tolleranza entro cui devono trovarsi i valori di resistenza misurati; al di fuori di essi la termocoppia potrebbe essere danneggiata. Se è possibile accedere fisicamente alla sonda, la si può scaldare e verificare il segnale trasmesso.

Gli 8 sensori di temperatura non misurano mai realmente il valore della T5, ma quello locale lungo l'anello del condotto. Per questa ragione in fabbrica vengono eseguiti dei test per misurare la reale temperatura e calcolare dei fattori correttivi da inserire nella memoria della DCU, in modo tale che i valori riportati all'EEC e al pilota siano il più possibile corretti entro le opportune tolleranze.

Il sensore della temperatura T1 si trova sopra la grata di protezione della presa d'aria e incorpora le giunzioni fredde per la misurazione della T5 (ITT) e una termoresistenza che misura la T1 e compensa il segnale proveniente dalle termocoppie. Il sensore T1, tramite un connettore, trasmette tutti i segnali di temperatura all'EEC; in caso di malfunzionamento del modulo di controllo elettronico il dato sulla temperatura è comunque inviato ai display in cabina.

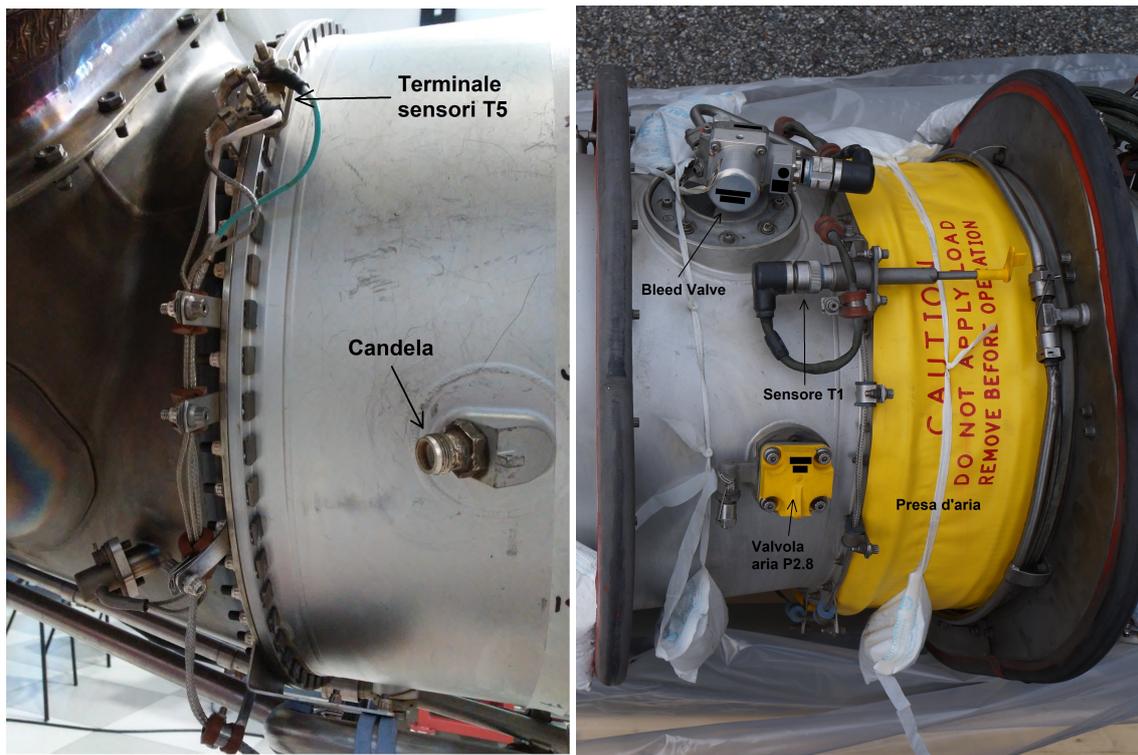


Figura 3.35: Sinistra: Sensori T5 e alloggiamento della candela. Fonte: fotografia dell'autore

Destra: Sensore T1, bleed valve, valvola P2.8, presa d'aria. Fonte: Airgreen S.r.l.

I sensori e le valvole che rilevano il blocco dei filtri, la pressione e la temperatura dell'olio e del combustibile sono trattati nei rispettivi sottocapitoli 3.14 e 3.16.

Il sensore di rilevamento di particelle metalliche (chip detector) si trova nella gearbox e rileva la presenza di frammenti ferrosi nell'olio. Esso è costituito da una valvola cilindrica entro cui si inserisce il chip detector magnetico che attira i corpi ferrosi; quando la quantità di particelle diventa eccessiva un messaggio in cabina segnala il problema.

In cabina il pilota riceve tutte le informazioni utili allo svolgimento sicuro della missione. A bordo dell'AW139 è presente un glass cockpit dotato di cinque display: su quelli multifunzione è possibile vedere i dati completi inerenti al sistema propulsivo. Nella figura 3.36 è possibile osservare come sono riportati sia a livello numerico che grafico (per una comprensione più immediata da parte dell'equipaggio) i dati: sul numero di giri del generatore di gas (NG), sulla temperatura tra le turbine (ITT), sulla coppia (TQ), sul numero di giri della turbina libera (NF), sul numero di giri del rotore (NR), sulla pressione e la temperatura dell'olio. Inoltre sono presenti anche dati inerenti all'elicottero nel suo insieme: le performance del sistema elettrico, la pressione e la temperatura nelle diverse gearbox presenti nell'aeromobile (non la gearbox del motore), la pressione nel circuito del combustibile e la sua quantità, la pressione e la temperatura nel sistema idraulico.

Il colore delle barre ha un preciso significato: il verde identifica il range di valori normale, il giallo indica i margini cautelativi e il rosso le zone di massimo o minimo.

Una finestra a parte è dedicata al Crew Alert System (CAS) che presenta gli avvisi e gli allarmi. Ad esempio se il sistema di controllo elettronico del motore subisce un malfunzionamento, sul display può apparire [20]:

- una "MASTER CAUTION LIGHT" gialla con un messaggio "EEC DATA" che segnala come il sistema sta operando in presenza di un guasto non critico che permette di controllare il motore, ma al prezzo di un'efficienza degradata;
- una "MASTER WARNING LIGHT" rossa con un messaggio "EEC FAIL" insieme ad un allarme sonoro che segnala come il sistema elettronico sia fuori uso e il controllo debba passare in manuale.

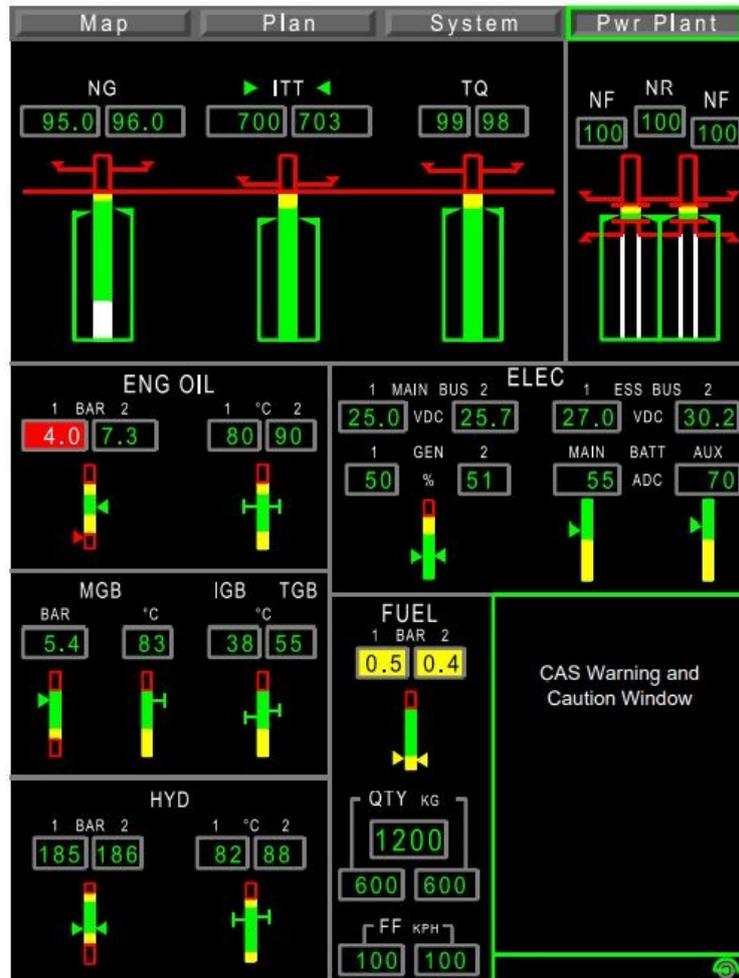


Figura 3.36: immagine del Multi-Function Display che illustra varie indicazioni inerenti ai motori. Fonte: [42]

Capitolo 4

Power Check e Troubleshooting

4.1 Power Check

La Power Assurance Check è la procedura che permette di verificare le condizioni di funzionamento del motore in un range di temperature e quote di volo in cui l'aeromobile si trova ad operare, senza superare i limiti imposti dal costruttore. Tale procedura viene eseguita nei seguenti casi:

- 1) quando il motore viene costruito e testato al banco di prova;
- 2) quando il motore viene installato sull'elicottero;
- 3) ad intervalli più o meno regolari quando il motore è imbarcato e operativo per tenere costantemente sotto controllo le sue performance, il corretto funzionamento di tutti i componenti e il naturale processo di invecchiamento.

Ogni motore, durante la vita operativa, subisce un deterioramento delle sue prestazioni dovuto a molti fattori, sia interni (corrosione, limiti di vita dei componenti, etc.) che esterni (ambiente, frequenza dei cicli di accensione-spegnimento, etc). Tale processo porta come conseguenza un aumento del consumo di combustibile e la crescita della ITT (Inlet Turbine Temperature) a parità di potenza erogata all'albero di trasmissione.

I parametri delle performance di un motore imbarcato sono fortemente influenzate dagli aspetti fisici dell'installazione e per questo motivo sul manuale di volo del velivolo è riportata in dettaglio la procedura per eseguire la Power Assurance Check.

La procedura è la seguente:

- 1) A motori avviati verificare che il bleed per l'aria in cabina e il sistema di condizionamento siano settati su OFF;
- 2) settare il carico assorbito dal generatore al minimo;
- 3) settare il numero di giri del rotore principale al 102 % del valore nominale;
- 4) i motori sull'AW139 sono due, per cui eseguendo il test su un motore esso deve essere in modalità "flight" (volo) e l'altro in modalità "idle" (motore acceso con manetta al minimo);
- 5) dare collettivo (richiedendo potenza al motore) fino ad alzarsi in volo stazionario (hovering) ad 1-2 metri da terra con la prua rivolta al vento;
- 6) stabilizzare la potenza trasmessa per 1 minuto, registrare la Outside Air Temperature (OAT, temperatura esterna dell'aria), la Pressure Altitude (PA, altitudine secondo le tabelle dell'atmosfera standard), la coppia trasmessa (Tq, espressa in percentuale rispetto al valore nominale), la Interturbine Temperature (ITT, temperatura tra le turbine) e il numero di giri del gas generator (NG o N1 o Ng);

- 7) ricavare tramite grafici i limiti accettabili di ITT e NG in quelle condizioni;
- 8) ripetere i punti 6 e 7 per l'altro motore.

Successivamente presso l'Ufficio Tecnico si procede a verificare tramite i grafici oppure con appositi software sviluppati dal costruttore quali sono i limiti accettabili di ITT e NG nelle condizioni operative in cui è stata eseguita la prova motore.

4.1.1 Registrazione della Power Check

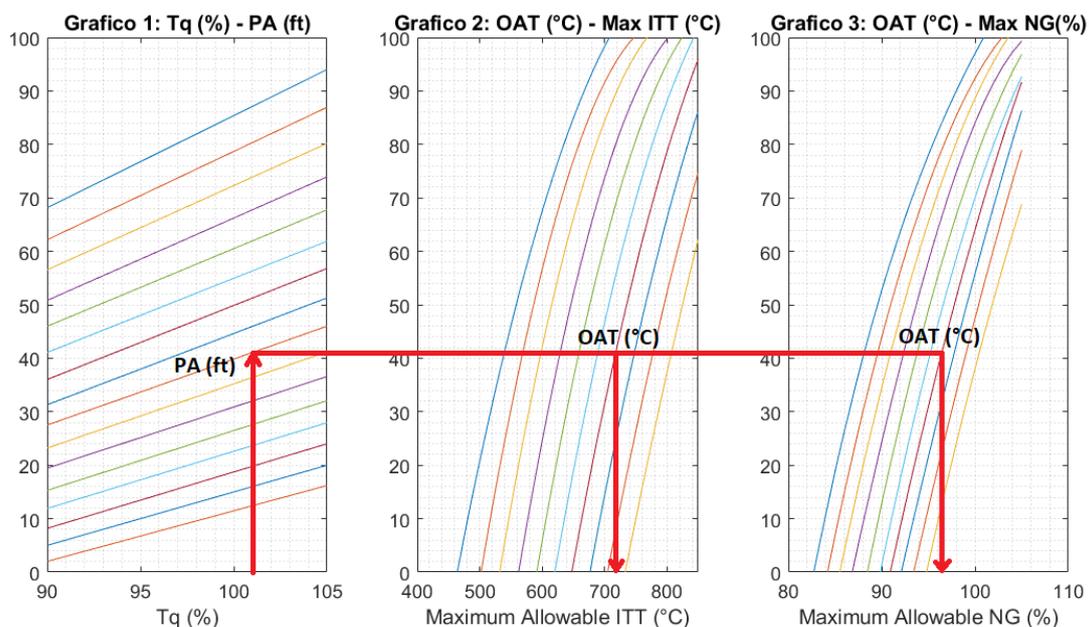


Figura 4.1: Procedura grafica per registrare i valori della Power Assurance Check. I grafici sono stati tracciati per interpolazione dei punti reperiti dai grafici originali. Fonte: [20]

La Figura 4.1 rappresenta lo strumento più semplice per capire se il margine tra i valori massimi consentiti e i valori rilevati risulta accettabile.

Prima di tutto si entra nel Grafico 1 (Figura 4.2) conoscendo il valore della Coppia trasmessa T_q (ad esempio 97 %) e tracciando una linea perpendicolare all'asse si intercetta la retta che identifica la Pressure Altitude. Le rette della PA hanno valori che vanno da -1000 ft a +14000 ft, con intervalli di 1000 ft; in caso non sia presente la retta corrispondente al valore registrato durante la prova motore (cosa che si verifica frequentemente), si individua nell'intervallo d'interesse il punto corrispondente all'incirca al valore di PA misurato (ad esempio 3070 ft, più o meno vicino alla retta di $PA = 3000$ ft).

Trovata l'intersezione nel primo grafico si traccia una retta che interseca le curve del Grafico 2 e del Grafico 3. Nel Grafico 2 (Figura 4.3) le curve identificano la OAT: in base alla temperatura registrata (ad esempio 15 °C) si individua un punto di intersezione nel grafico e da quello, tracciando un segmento perpendicolare si trova sulle ascisse il valore di massima ITT consentita in quelle condizioni (nell'esempio della Tabella 4.1 è 672 °C).

Nel grafico 3 (Figura 4.4), similmente al secondo grafico, le curve rappresentano la OAT; tracciando il segmento perpendicolare al punto trovato si ricava il mas-

simo numero di giri del gas generator consentito in quella determinata situazione (nell'esempio 93,3 %, si veda la Tabella 4.1).

In alcuni documenti la temperatura ITT è segnata come EGT, mentre il numero di giri NG è indicato come N1 o Ng.

Motore	OAT (°C)	PA (ft)	Tq (%)	ITT (°C)	Max ITT (°C)	Δ ITT (°C)	NG (%)	Max NG (%)	Δ NG (%)
1	15	3070	97	623	672	49	90,9	93,3	2,4
2	15	3070	98	627	675	48	91,1	93,5	2,4

Tabella 4.1: Esempio tabella dati di un Power Assurance Check. Fonte: [37]

Ricavati per via grafica i valori massimi consentiti di ITT e NG, li si confronta con i valori misurati e si calcola la differenza: se il valore è superiore a zero allora il motore funziona nel range accettabile, se il valore è zero o peggio negativo significa che il motore non funziona come dovrebbe.

Quando i valori di Δ ITT o di Δ NG sono prossimi a zero (indicativamente Δ ITT < 20 e Δ NG $< 1,5$) solitamente si esegue una nuova prova motore per verificare nuovamente la situazione e si valuta un'ispezione. Se la differenza Δ è negativa (Δ ITT < 0 e Δ NG < 0) il motore non può operare e deve essere sbarcato per manutenzione, poiché ha superato i limiti operativi di temperatura e numero di giri.

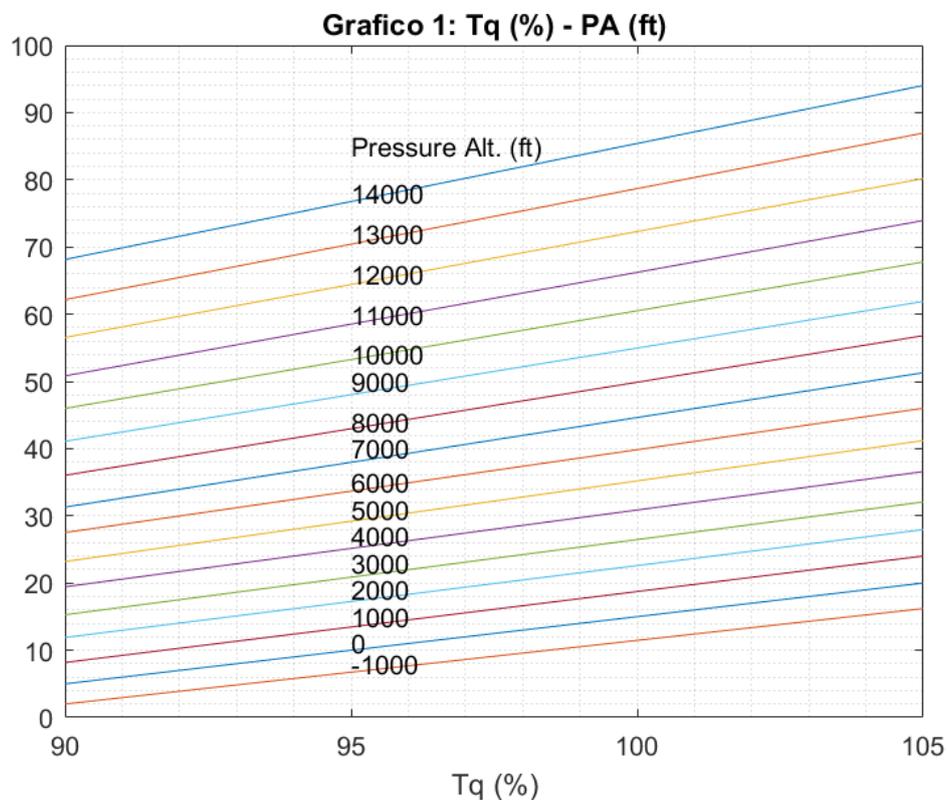


Figura 4.2: Grafico 1: Torque (%) - Pressure Altitude (ft). Fonte: A.3

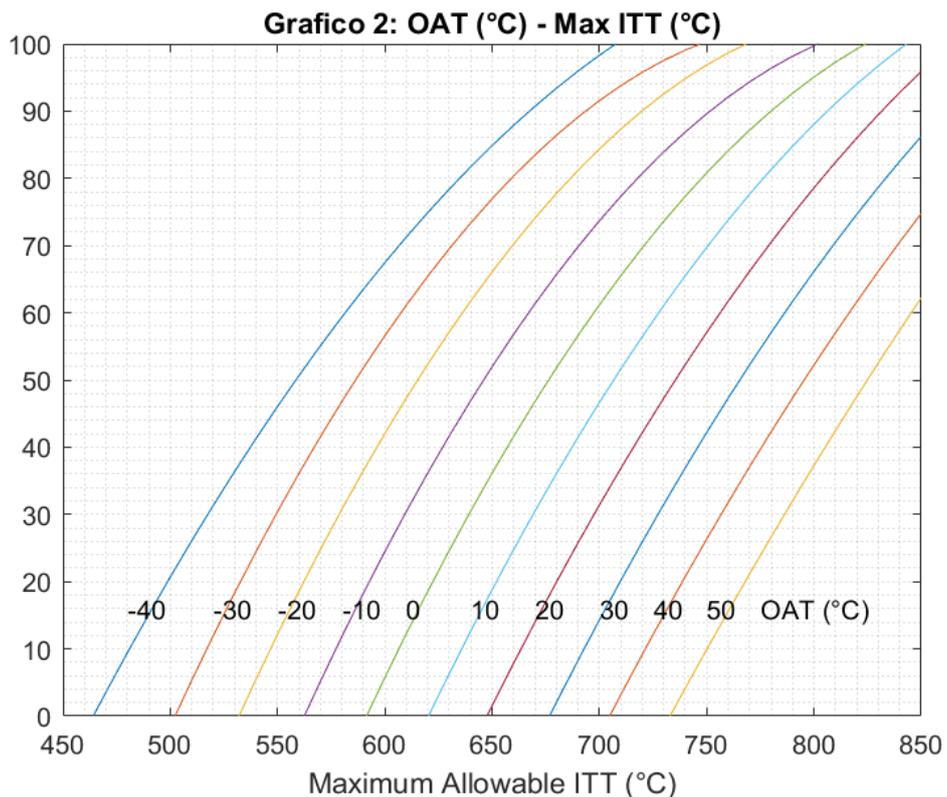


Figura 4.3: Grafico 2: OAT (°C) - Maximum Allowable ITT (°C). Fonte: A.3

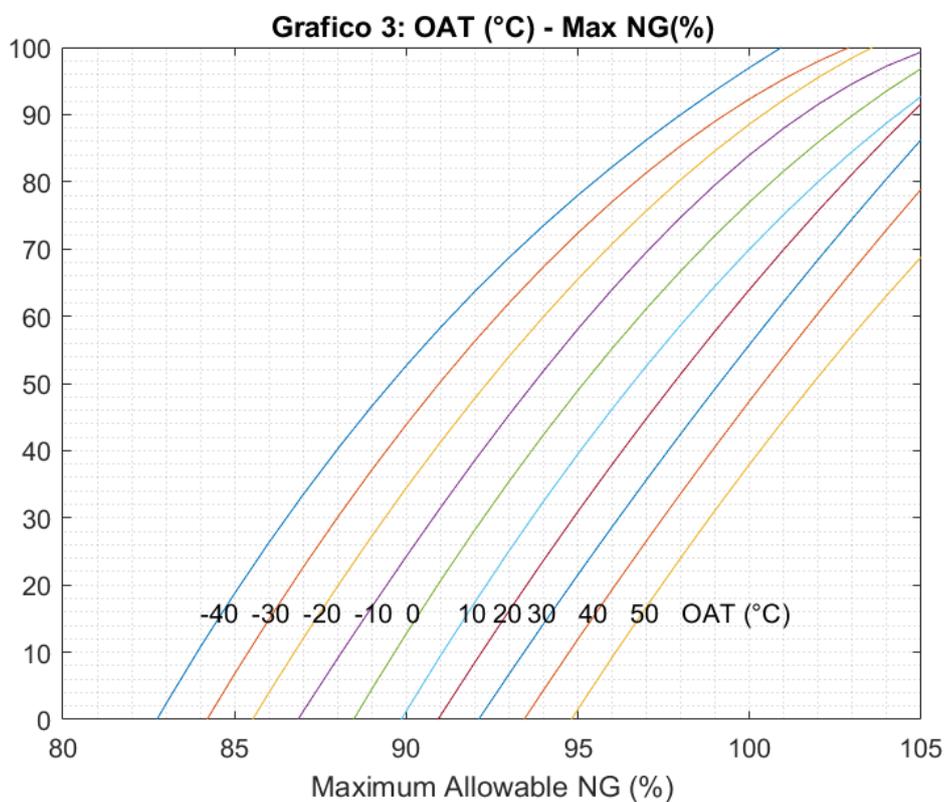


Figura 4.4: Grafico 3: OAT (°C) - Maximum Allowable NG (%). Fonte: A.3

La Power Check viene svolta ad intervalli variabili in funzione dell'uso della macchina e dei risultati della prova. Nella figura 4.5 è riportato un esempio degli intervalli di tempo tra una prova e la successiva con un valore medio intorno alle 10 ore e una frequenza di circa due power check a settimana.

Giorno di esecuzione	Intervalli di tempo tra le power check
29-lug	14:31:00
5-ago	12:32:00
9-ago	08:39:00
13-ago	10:20:00
16-ago	11:39:00
18-ago	06:44:00
22-ago	18:23:00
27-ago	13:11:00
1-set	16:05:00
6-set	06:24:00
9-set	04:39:00
11-set	01:38:00
13-set	05:04:00
21-set	06:27:00
5-ott	04:09:00
	Media temporale:
	09:21:40

Figura 4.5: Esempio di intervalli temporali tra le power check dei motori di un AW139 registrate dall'autore durante il tirocinio. Fonte: Airgreen S.r.l.

Un altro strumento, più preciso, per registrare le prove motore consiste nell'inserire i dati misurati in un apposito software che calcola automaticamente i valori massimi consentiti e i Δ , fornendo i dati all'operatore e illustrando anche graficamente l'andamento delle performance nel tempo. Tali programmi sono forniti dal costruttore e sono integrati nei sistemi di gestione complessiva del motore; tutte le procedure di registrazione e analisi dei dati rientrano nel processo denominato Helicopter Engine Condition Trend Monitoring (HECTM).

Analizzando i dati ottenuti nel lungo periodo si può osservare "l'invecchiamento del motore", con una relativa tendenza (non assoluta, poiché per ogni motore intervengono numerose variabili come i lavaggi, le sostituzioni, etc.) all'aumento della ITT e del NG a parità di potenza trasmessa.

Una regola di massima per valutare a colpo d'occhio i dati recita: se peggiora (diminuisce) il margine positivo Δ NG allora presumibilmente il problema è a monte del combustore, se invece a peggiorare è il Δ ITT allora il problema è nella parte calda del motore.

4.2 Troubleshooting

La traduzione italiana di "troubleshooting" è "risoluzione dei problemi": questa azione implica il monitoraggio della macchina (in questo caso il motore) nel corso del tempo, la registrazione delle sue performance e il confronto con il comportamento atteso nel caso di funzionamento corretto, alla ricerca di eventuali anomalie.

La procedura standard per eseguire un troubleshooting consiste in:

- 1) valutare i sintomi, raccogliendo tutti i dati che segnalano uno scostamento rilevante dal comportamento atteso;
- 2) eseguire una diagnosi, isolando in modo logico la possibile causa del problema;
- 3) se possibile provare ad implementare soluzioni rapide;
- 4) determinare l'azione correttiva da eseguire per risolvere il problema.

Aspetti importanti per eseguire un troubleshooting sono:

- la corretta calibrazione degli strumenti di misura;
- la raccolta corretta e precisa dei dati;
- il confronto dei parametri misurati con quelli ottimali;
- la valutazione dei parametri in un range di tempo tale da ipotizzare un possibile trend.

Il motore durante il funzionamento produce dati che vengono salvati nella Data Collection Unit. Nel caso in cui vengano superati i limiti consentiti dal costruttore per quanto concerne il numero di giri dell'albero del gas generator, il numero di giri della turbina libera, la ITT e la coppia prodotta, il valore oltre limite viene registrato insieme al tempo in cui il motore ha operato in questa condizione. Tramite la power check si osserva come il comportamento dei due parametri NG e ITT a parità di potenza trasmessa sia sintomatico di possibili problemi nel motore. Si riportano di seguito diverse casistiche [20], con le possibili cause e soluzioni.

Caso 1: NG ↓ e ITT ↓.

- 1) Gli strumenti di misurazione della OAT e della Pressure Altitude non sono calibrati correttamente, per cui la soluzione è ricalibrarli; in una situazione del genere un campanello di allarme è il fatto che il problema riguarda entrambi i motori imbarcati.
- 2) Se il problema si presenta su un singolo motore, la motivazione dovrebbe essere ricercata nell'indicazione della coppia, per cui bisognerebbe effettuare un'ispezione. Poiché nel corso della vita operativa è irragionevole che il numero di giri e la temperatura tra le turbine diminuisca, questa fenomenologia è associata a problemi nei sensori e nella strumentazione più che al funzionamento del motore.

Caso 2: NG ↑ e ITT ↑.

- 1) L'area di passaggio dell'aria nella presa si è ristretta a causa di un'ostruzione, questo fatto costringe il motore ad incrementare il numero di giri per contrastare il calo di portata d'aria (che serve anche per la refrigerazione); in questi casi si effettua un'ispezione nella zona della grata della presa d'aria.
- 2) Il compressore è sporco per cui la sua efficienza nel comprimere diminuisce; il lavaggio dovrebbe risolvere il problema.
- 3) Sono presenti danni dovuti ad un corpo estraneo (FOD) che ha danneggiato le palette; in questi casi è necessario effettuare una boroscopia per verificare l'entità dell'eventuale danno.

- 4) Non entra sufficiente aria nel motore a causa della direzione di volo dell'elicottero diversa da quella convenzionale (prua al vento), che potrebbe causare un calo di portata e anche un flusso inverso dei gas di scarico all'interno del relativo condotto; in queste situazioni, dovute al particolare contesto della missione, spetta al pilota riportarsi in condizioni di volo normali.
- 5) perdite di aria lungo il suo percorso nel motore, si può eseguire un'ispezione sulle guarnizioni di tenuta.
- 6) Gli strumenti di misurazione della OAT e della Pressure Altitude non sono calibrati correttamente; in questo caso l'aumento di NG e ITT si riscontra per entrambi i motori.
- 7) L'indicatore della coppia del singolo motore da un valore errato, occorre eseguire un'ispezione e una riparazione.
- 8) Uno dei motivi più frequenti che spiegano l'aumento di NG e ITT è il blocco in posizione aperta della bleed valve o la sua chiusura in ritardo; la valvola è calibrata per aprirsi e chiudersi con determinati differenziali di pressione, ma se il filtro si ostruisce essa cessa di funzionare correttamente e riduce l'efficienza del compressore. In questi casi si può variare il diametro dell'orifizio di accesso dell'aria alla pressione P3 oppure si sostituisce il filtro e si esegue un test per verificare il corretto "closing point". Nel caso in cui il problema persista, magari a causa di un danno al pistone della bleed valve o alle tenute, si sostituisce la valvola. Nei casi in cui la valvola resta bloccata e non si apre esiste il rischio di pompaggio del compressore.

Caso 3: NG invariato e ITT ↓ oppure NG ↑ ↓ e ITT invariato

- 1) Gli indicatori rispettivamente della temperatura tra le turbine oppure del numero di giri sono difettosi, occorre eseguire un'ispezione e una riparazione.

Caso 4: NG ↓ e ITT ↑.

- 1) Le palette statoriche della turbina del compressore si sono bruciate e l'area di passaggio è aumentata (mentre la velocità del flusso è diminuita); per appurarlo bisogna eseguire un'ispezione con il boroscopio e valutare la condizione dello statore.
- 2) Le palette di turbina hanno subito la solfidazione o danni da strofinamento alla punta (tip); la boroscopia può appurare quali sono le condizioni.
- 3) Un deterioramento generalizzato della parte calda del motore, con una riduzione della potenza estratta per muovere il compressore; occorre prevedere un'ispezione.

Caso 5: NG invariato e ITT ↑.

- 1) Perdite di aria nella cellula o nei sistemi del motore.
- 2) L'indicatore dell'ITT ha un malfunzionamento.
- 3) Perdite di gas caldo attraverso gli alloggiamenti degli spruzzatori o tra le flange delle diverse sezioni del motore.
- 4) Perdite d'aria delle valvole di drenaggio.
- 5) Spruzzatori difettosi.
- 6) Deterioramento della parte fredda e della parte calda del motore.

Se la temperatura sale e non è un problema dell'indicatore, allora generalmente da qualche parte vi è una perdita di aria. Per tutte le possibili cause sopra elencate l'unica soluzione è fare un'ispezione e approfondire l'indagine; uno spruzzatore difettoso può essere facilmente sostituito, un deterioramento complessivo della macchina invece può essere monitorato.

Capitolo 5

Scheduled Maintenance Check e boroscopia

5.1 Scheduled Maintenance check

I check (ispezioni) che possono essere organizzati con una scadenza temporale fanno parte della manutenzione programmata; l'intervallo tra una manutenzione e la successiva può essere espressa in cicli operativi, ore, giorni.

Nei paragrafi presentati di seguito sono elencati i check programmati, con relativo intervallo di tempo, eseguiti sul motore PT6C-67C [34]; l'elenco tratta i componenti e le operazioni principali, senza illustrare nel dettaglio le procedure eseguite (cosa che si può trovare ampiamente illustrato nel Maintenance Manual).

5.1.1 Engine external - Componenti esterni del motore

- 1) Exhaust duct - Condotto di scarico: ispezione visiva per verificare la presenza di cricche, deformazioni e corrosione. Intervallo: 900 ore o 12 mesi a seconda della scadenza che si verifica prima.
- 2) Gas Generator Case - Carenatura del Gas Generator: ispezione visiva per verificare la presenza di cricche, deformazioni e corrosione. Intervallo: 900 ore o 12 mesi a seconda della scadenza che si verifica prima.
- 3) P2.8 Check Valve - Valvola di non ritorno P2.8: ispezione visiva e dimensionale. Intervallo: 300 ore secondo le prime revisioni del Maintenance Manual; successivamente è stato introdotto un Service Bulletin che ha raddoppiato l'intervallo di tempo tra un'ispezione e la successiva (600 ore).
- 4) Air inlet screen - Rete di protezione: ispezione visiva per verificare la presenza di cricche, deformazioni, corrosione e la condizione generale della griglia che funge da protezione all'ingresso dell'aria nel motore. Intervallo: 900 ore o 12 mesi a seconda della scadenza che si verifica prima.
- 5) Electrical wiring harnesses - Cablaggi elettrici: ispezione visiva per verificare la presenza di cavi sfilacciati, rotti, segni di corrosione, logoramenti; eseguire un controllo di sicurezza sui connettori. Intervallo: 900 ore o 12 mesi a seconda della scadenza che si verifica prima.
- 6) Tubing and painted casings - Tubi e carenature verniciate: ispezione visiva per verificare la presenza di cricche, deformazioni, corrosione; controllare le condizioni degli agganci, dei supporti e l'eventuale presenza di perdite di olio e combustibile.

Intervallo: 900 ore o 12 mesi a seconda della scadenza che si verifica prima.

7) Blow-Off Valve (BOV) - Valvola di scarico: inviare la valvola in un centro qualificato per la revisione. Intervallo: il costruttore consiglia di eseguire questa revisione ogni 1800 ore, ma questo intervallo può essere gestito dall'operatore in base alla sua esperienza sul campo, fondamentale per ottimizzare al meglio il rateo di ispezioni; se vengono superate le 1800 ore, la conformità del motore con le norme in vigore può essere ritardata finché non è disponibile una BOV di ricambio.

5.1.2 Oil system - Sistema di lubrificazione

1) Oil quantity - Quantità di olio: ispezione visiva del livello dell'olio e rabbocco all'occorrenza. Intervallo: ogni 12 ore di volo o prima del primo volo di giornata.

2) Oil filter impending bypass indicator - Indicatore di ostruzione del filtro dell'olio: ispezione per verificare lo stato dell'indicatore (un pulsante rosso che si alza in caso di salto di pressione eccessivo a cavallo del filtro). Intervallo: ogni 12 ore di volo o prima del primo volo di giornata.

3) Chip detectors - rilevatori di particelle metalliche: rimuovere ed eseguire la pulizia con un panno pulito e privo di lanugine. Intervallo: 900 ore.

4) Oil filter inspection/replacement - Ispezione/revisione filtro dell'olio: rimozione ed ispezione del filtro; in base alle verifiche eseguite se risulta necessario si procede alla sostituzione, in ogni caso non oltre l'intervallo temporale indicato sul Maintenance Manual. Intervallo: da un minimo di 150 ore ad un massimo di 900 ore, il fattore più importante in questi casi è l'esperienza del manutentore che adegua la frequenza degli interventi alle osservazioni sul campo. Da notare che se l'aeromobile su cui è imbarcato il motore cambia zona operativa, andando ad operare ad esempio in un luogo con una temperatura media più alta, il manuale consiglia di riportare l'intervallo temporale a 150 ore; stessa cosa se le missioni in cui è impegnato l'elicottero richiedono un numero elevato (uguale o superiore a 3) di avviamenti motore per ogni ora operativa.

5) Oil change - Cambio olio: sostituzione completa dell'olio motore. Intervallo: ogni 900 ore se l'accumulo di carbonio nel filtro dell'olio è frequente, altrimenti non è un'azione necessaria.

6) Fuel Cooled Oil Cooler (FCOC) - Scambiatore di calore combustibile-olio: ispezione visiva per rilevare la presenza di cricche, deformazioni, corrosione e verifica della sicurezza delle connessioni e dei supporti; ispezione per trovare segni di perdite di olio o combustibile. Durante l'ispezione occorre verificare che il FCOC sia saldamente fissato alla gearbox; se così non fosse bisogna stringere con una coppia opportuna i bulloni che garantiscono un solido ancoraggio dei supporti. Intervallo: 600 ore.

5.1.3 Compressor rotor - Rotore del compressore

1) Compressor rotor first stage - Rotore del primo stadio del compressore: ispezione visiva tramite boroscopia per verificare la presenza di corpi estranei (FOD), erosione delle palette e condizioni generali. Intervallo: 300 ore.

2) Compressor rotor first stage - Rotore del primo stadio del compressore: ispezione tramite boroscopia delle masse di bilanciamento inerziale situate sul disco per veri-

ficare che siano tutte al loro posto. Intervallo: 300 ore.

5.1.4 Power turbine - Turbina di potenza

1) Power turbine baffle retaining ring - Anello di tenuta della turbina di potenza: ispezione ricorrente tramite boroscopio dell'anello di tenuta della turbina; tale ispezione è soggetta ad una Airworthiness Directive. Intervallo: 600 ore di volo o 900 cicli della turbina di potenza, a seconda della scadenza che si verifica prima.

5.1.5 Fuel system - Sistema combustibile

1) Fuel filter - Filtro combustibile: rimozione e sostituzione con un componente nuovo. Intervallo: 900 ore.

2) Fuel nozzles - Spruzzatori: rimozione, pulizia e prova di funzionamento su tutto il set di spruzzatori. Ispezione dell'inlet screen degli spruzzatori per verificare la presenza di corpi estranei; in caso siano presenti bisogna indagare più a fondo sulla causa. Intervallo:

- 600 ore (standard);

- 300 ore in particolari condizioni, come ad esempio nel caso che il motore sia sottoposto ad accensioni frequenti, la temperatura media ambientale (OAT) sia elevata o il combustibile sia di bassa qualità.

3) Fuel manifold - Collettore del combustibile: ispezione visiva per verificare le condizioni e l'eventuale presenza di perdite. Intervallo: 600 ore.

5.1.6 Combustor and compressor turbine vane - Combustore e statore della turbina del compressore

1) Combustor and compressor turbine vane - Combustore e statore della turbina del compressore: ispezione tramite boroscopio per verificare la presenza di accumuli di carbonio, segni di cedimento, corrosione. Intervallo: 300 ore.

5.1.7 Ignition system - Sistema di accensione

1) Ignition cables - Cablaggi del sistema di accensione: ispezione visiva per verificare la presenza di cavi sfilacciati o rotti. Intervallo: 600 ore.

2) Igniter plugs - Candele: rimozione e ispezione per la pulizia e verifica delle condizioni; eseguire un test per verificare il corretto funzionamento. Intervallo: 600 ore.

5.1.8 Power management - Gestione della potenza

1) Engine Electronic Control (EEC)/Fuel Management Module (FMM): eseguire in modalità manuale un test per verificare la risposta del motore agli input della manetta (PLA: Power Level Angle) e a ripetuti spegnimenti (shutdown). Durante il test bisogna rispettare i limiti operativi. Intervallo: 900 ore.

2) Data Collection Unit (DCU)/Exceedance indication: scaricare i dati relativi al funzionamento del motore; verificare che un particolare parametro, indicato in questa trattazione come X e ricavabile dal flusso di dati della EEC oppure dai dati registrati dalla DCU, sia pari a 0. Se viene riscontrato $X \neq 0$ allora esso rappresenta un "flag" (un segnale) e indica che è stato superato un certo limite operativo. Durante lo scaricamento dei dati vengono registrati i conteggi dei cicli dei componenti rotanti. Intervallo: 50 ore.

5.1.9 Turbine blades - Palette di turbina

1) Compressor turbine blades - Palette del rotore della turbina del compressore: inviare l'assieme disco-palette ad un centro autorizzato per la sostituzione delle palette. Intervallo: 10000 ore oppure quando la resistenza al creep è pari al 60 % del valore iniziale.

2) Power turbine blades - Palette della turbina di potenza: inviare l'assieme disco-palette ad un centro autorizzato per la sostituzione delle palette. Intervallo: 15000 ore oppure quando la resistenza al creep è pari al 50 % del valore iniziale.

5.2 Calcolo vita a fatica

Nel motore sono presenti diversi componenti soggetti a limiti di vita; tra questi i rotori formati da dischi e palette sono i più critici poiché sottoposti a notevoli stress meccanici e termici. I componenti che hanno un numero massimo di cicli di lavoro sono: i dischi dei quattro stadi assiali del compressore, la girante dello stadio centrifugo, l'albero del mozzo del compressore, il disco della turbina legata ad compressore e i dischi dei due stadi della turbina libera di potenza. I cicli massimi variano tra valori dell'ordine di 20000 per la parte fredda del motore e valori dell'ordine di 10000 per la parte calda.

Il numero di cicli generalmente è calcolato tramite un algoritmo dall'EEC e memorizzato nella DCU (da cui poi viene scaricato). La formula per il calcolo è simile a questa:

$$\begin{aligned} \text{Cicli} = & (\text{Numero avviamenti} + \frac{\text{Numero voli} - \text{Numero avviamenti}}{\text{Fattore cicli abbreviato}} + \\ & + \text{Numero OEI} \cdot \text{Fattore cicli esteso}) \cdot \text{Fattore conteggio voli} + \\ & + \text{Cicli precedenti} \end{aligned}$$

La formula e i fattori correttivi sono forniti dal costruttore [20]. Per quanto riguarda la resistenza al creep la formula è del tipo:

$$\text{Blade creep} = \frac{\text{Ore volo}}{\text{Ore limite di vita creep}} \cdot 100\%$$

5.3 Boroscopia

La boroscopia è un'azione manutentiva che prevede un'ispezione visiva, tramite uno strumento denominato "boroscopio", di zone difficilmente accessibili; l'uso di questo strumento permette di tenere sotto controllo parti del motore che non sarebbero osservabili se non attraverso il disassemblaggio di un assieme di componenti. Nel motore PT6C-67C le porte di accesso per il boroscopio sono cinque e servono per ispezionare: il compressore, il combustore, la turbina del gas generator, la sezione di scarico e la gearbox [20].



Figura 5.1: Disegno semplificato di un boroscopio digitale. Fonte: disegno dell'autore

Il boroscopio è un strumento ottico e nella versione più semplice è costituito da un tubo flessibile (o rigido in alcuni casi) con all'interno un sistema ottico-trasmittente, una lente ad un'estremità e un oculare all'altra. Nelle versioni più moderne (le uniche prese in considerazione nella seguente trattazione) al posto della lente è presente una microcamera e invece dell'oculare vi è un display che permette una facile visualizzazione e la possibilità di salvare foto e video.

Tale dispositivo è delicato, va usato con perizia e bisogna evitare urti violenti, torsioni e incastri del cavo tra le palette. Inoltre va usato per l'ispezione solo dopo aver osservato un adeguato periodo di raffreddamento del motore.

5.3.1 Boroscopia eseguita sul rotore del 1° stadio di compressione

Una delle ispezioni eseguite con il boroscopio è il controllo delle condizioni delle palette rotoriche del primo stadio del compressore alla ricerca di intagli, tacche, abrasioni profonde sul bordo d'attacco di ciascuna paletta. I danni presenti su questo componente sono da attribuire all'ingestione indesiderata di corpi estranei, denominati FOD (Foreign Object Debris), insieme al flusso d'aria.

L'accesso alla palettatura rotorica avviene inserendo con cautela il boroscopio nella grata di protezione della presa d'aria e, per poter visualizzare in sequenza tutte le palette, si procede a far ruotare a mano tutto l'albero su cui sono calettati compressore e turbina (tramite una chiave inserita in un foro apposito nella gearbox).

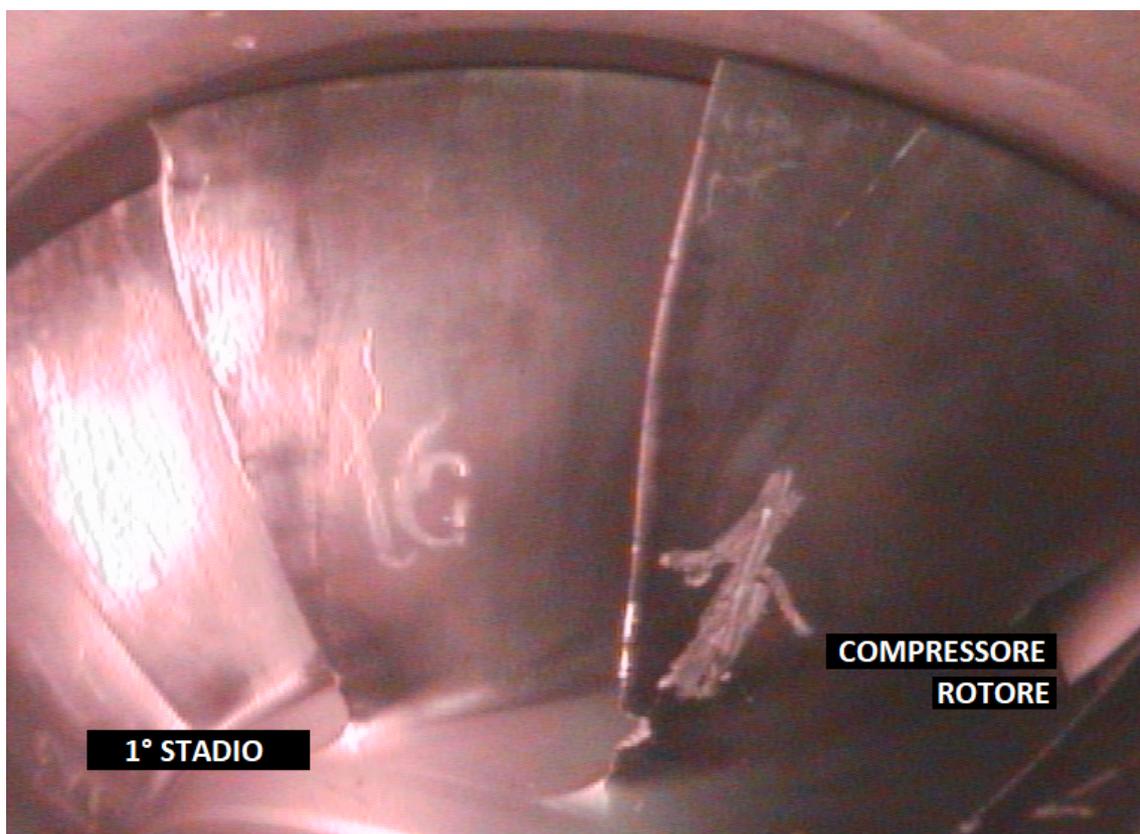


Figura 5.2: Foto scattata con il boroscopio alla palettatura del primo stadio di compressione. Fonte: Airgreen S.r.l.

Osservando le palette bisogna prestare attenzione agli intagli più profondi: mentre i piccoli graffi sulle superfici e le tacche piccole non costituiscono un grosso problema, se si notano intagli profondi al bordo d'attacco bisogna approfondire l'ispezione. Tramite l'acquisizione di immagini sul display è possibile con un apposito software misurare la profondità, la lunghezza e la posizione lungo la paletta dell'intaglio analizzato.

Se la profondità dell'intaglio risulta superiore ad un certo valore specificato nel Manuale di Manutenzione, allora se possibile si può andare ad eseguire una manutenzione correttiva sulle palette.



Figura 5.3: Dettaglio di alcuni intagli misurati con un software apposito. Fonte: Airgreen S.r.l.

Oltre a controllare le condizioni delle palettature, grazie al boroscopio è possibile andare a verificare la presenza di tutte le masse di bilanciamento inserite e imbullonate in un apposito alloggiamento sul disco, vicino al mozzo: tali masse (numericamente nel range 10 - 20 per il rotore in esame) sono installate dalla casa di produzione e svolgono il compito di garantire un'inerzia uniforme del disco durante la rotazione. Se anche una sola di queste piccole masse si sganciasse provocherebbe ingenti danni e le vibrazioni dovute allo squilibrio rotazionale potrebbero distruggere il componente.

5.3.2 F.O.D.: Foreign Object Damage

L'acronimo F.O.D. identifica non solo i singoli corpi estranei, ma anche e soprattutto i danni provocati da essi. In generale la definizione di Foreign Object Debris include qualsiasi oggetto trovato in una posizione inappropriata a bordo di un aeromobile che, per il semplice fatto di trovarsi in quella posizione, può danneggiare gli impianti di bordo, i sistemi di trasmissione e propulsione, le apparecchiature e ferire il personale nelle vicinanze dell'aeromobile durante le messe in moto [35]. I FOD possono essere di diversa natura:

- viti, rondelle, coppiglie, fili di frenatura;
- sabbia e sassolini;
- attrezzi da lavoro;
- stracci, carta;
- parti di ricambio;
- oggetti personali (bracciali, anelli, cellulari, etc.);
- insetti che ostruiscono prese d'aria statiche o tubi di Pitot;
- etc.

Nel caso specifico del motore per impedire l'ingestione tramite l'aspirazione dei FOD

è presente una grata metallica all'ingresso della presa d'aria, ma nonostante ciò a volte alcuni corpi estranei riescono ad entrare (ad esempio sassolini o piccole viti) e possono causare ingenti danni, tali da compromettere il corretto funzionamento del motore o modificare l'inerzia polare dei rotori provocando vibrazioni.



Figura 5.4: Danni da FOD molto evidenti. Fonte: Airgreen S.r.l.



Figura 5.5: FOD colpevole dei danni della Figura 5.4. Fonte: Airgreen S.r.l.

In ambito aeronautico il problema dei FOD è talmente sentito da essere necessaria, in ogni azienda che si occupa di manutenzione, l'implementazione di procedure

atte a prevenire i danni che possono causare tutti i corpi estranei all'aeromobile e al motore. Tale prevenzione, se ben attuata, costituisce una garanzia sulla sicurezza del volo. Il primo passo per attuare la prevenzione è l'identificazione di tutti i luoghi dove è presente il rischio FOD: hangar, piazzali di manovra e decollo degli aeromobili, parcheggi, spazi manutentivi in generale. Una volta stabilite le aree di rischio si provvede a stabilire una serie di azioni e comportamenti da tenere in queste zone (elenco esemplificativo, ma non esaustivo):

- la pulizia dei pavimenti e delle piattaforme di lavoro deve essere frequente (almeno una volta al giorno) per rimuovere la sporcizia e gli oggetti estranei;
- l'uso di pavimentazioni di colore chiaro per meglio notare eventuali oggetti a terra;
- qualunque detrito anomalo rinvenuto per terra va segnalato al personale responsabile e depositato in un contenitore apposito;
- l'aeromobile e tutti i componenti e gli assiemi sbarcati devono essere mantenuti puliti;
- tubi di Pitot, fori, tubi esposti, prese d'aria, condotti di scarico, vani di difficile ispezione devono essere protetti prima, durante e dopo ogni lavoro che non li interessa direttamente;
- tutto ciò che viene smontato dall'aeromobile deve essere identificato, numerato (ad esempio le viti) e conservato in opportuni contenitori e in luoghi appositi, al fine di tracciare qualunque oggetto e rilevare eventuali smarrimenti;
- tutti i ricambi vanno inseriti negli appositi contenitori;
- gli attrezzi da lavoro e tutti gli strumenti usati nella manutenzione vanno riposti nelle relative cassette che andranno restituite al magazzino dopo un check per verificare eventuali attrezzi mancanti;
- l'abbigliamento del personale deve essere adeguato e deve essere abitualmente controllato per verificare la mancanza di piccoli dettagli (ad esempio elastici, ganci di cerniera);
- tutti i rifiuti vanno inseriti nei contenitori appositi;
- i documenti cartacei vanno verificati e trattati come strumenti della cassetta degli attrezzi;
- gli "special tool" vanno sempre riportati nei loro scaffali e armadi.

In generale si seguono procedure prestabilite che richiamano all'ordine, alla pulizia e all'efficienza del processo manutentivo, nel quale ogni azione è subordinata ad un insieme di regole che garantiscono la sicurezza e il compimento del lavoro di manutenzione. Un dettaglio che salta subito all'occhio in un hangar dove si svolgono lavori sugli aeromobili (e che lo distingue da molte officine meccaniche) è la pulizia dei pavimenti e l'ordine in ogni postazione di lavoro.

5.3.3 Manutenzione correttiva sul rotore del 1° stadio del compressore dovuta ai F.O.D.

Le palette del compressore, in presenza di danni al bordo d'attacco, possono essere riparare entro certi limiti levigando la superficie della palette e asportando il materiale. Il tecnico incaricato di questa delicata operazione è uno specialista e opera come segue:

- 1) ispeziona con il boroscopio la palettatura per individuare le palette danneggiate e su un foglio apposito (con la rappresentazione della sezione trasversale del rotore) segna con precisione quali palette presentano danni;

- 2) scatta delle fotografie di tutte le palette danneggiate e utilizza un software dedicato per misurare con precisione la profondità, l'altezza e la distanza verticale dal tip del danno;
- 3) individua i danni su cui è possibile intervenire, la cui profondità non deve superare i 0,050 inch (1,27 mm) e la cui altezza deve essere inferiore o uguale ai 0,030 inch (0,76 mm); se il danno si trova al tip allora le ampiezze limite sono maggiori;
- 4) mantenendo costantemente in osservazione la paletta con il boroscopio, utilizza una punta in materiale abrasivo azionata elettricamente per levigare la zona danneggiata del bordo d'attacco e ridurre le spigolosità, non cancellando l'intaglio ma rendendo i suoi bordi meno netti; se gli intagli sono maggiori o uguali a 3 bisogna levigare tutto il bordo della paletta;
- 5) se il danno è situato al tip si procede a smussare e arrotondare fino ad una certa curvatura;
- 6) se la profondità di levigazione dell'intero bordo è superiore a 0,025 inch (0,63 mm) allora è necessario levigare anche la paletta simmetricamente opposta per bilanciare la massa del rotore (modificata dall'asportazione di materiale dalla paletta).

Il PT6C-67C è un motore robusto (secondo i tecnici che ci lavorano) e può sopportare diversi danni alle palette rotoriche del primo stadio.

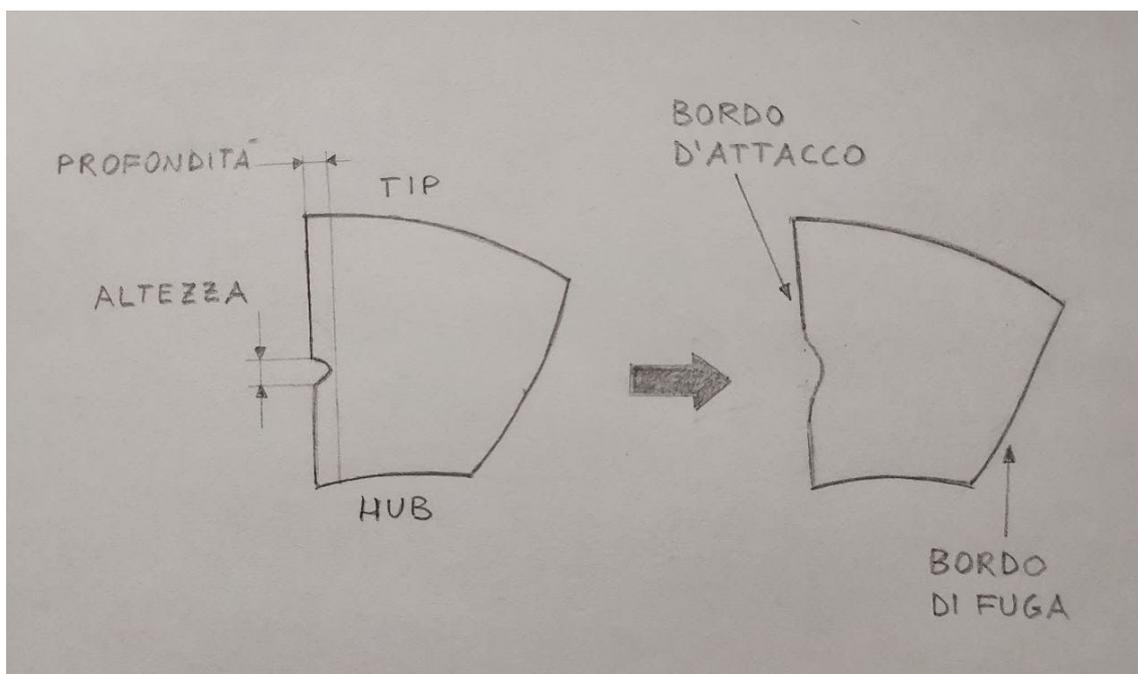


Figura 5.6: Disegno di una paletta danneggiata prima e dopo l'azione manutentiva.
Fonte: disegno dell'autore

Capitolo 6

Esempio di Service Bulletin applicato al motore in esame

6.1 Il Service Bulletin No. 41011

Il Bollettino di Servizio No. 41011 emesso dalla Pratt & Whitney Canada (P&WC) il 10 settembre 2004 riguarda l'isolamento termico della copertura dell'albero di trasmissione e del cuscinetto numero 3 nel motore modello PT6C-67C. Questo bollettino è di categoria 5, il cui significato è:

"P&WC recommends to do this service bulletin when the engine is disassembled and access is available to the necessary subassembly (i.e. module, accessories, components, or build groups). Do all spare subassemblies." [32]

Ovvero: "P&WC raccomanda di applicare questo bollettino di servizio quando il motore è disassemblato ed è possibile accedere al sottoassieme interessato (i.e. modulo, accessori, componenti o gruppo di parti). Applicare il S.B. su tutti i sottoassiami di ricambio."

La P&WC adotta un indice, suddiviso in 9 categorie, dei Service Bulletin emessi in funzione dell'urgenza nella loro applicazione; la categoria 1 indica che il S.B. deve essere implementato prima del volo successivo, mentre la categoria 9 è un S.B. che fornisce puramente informazioni sulle parti di ricambio.

La ragione principale per cui è stato emesso questo bollettino è che a seguito dello spegnimento del motore è stato osservato che l'elevata temperatura presente può causare la "cottura" dell'olio rimasto all'interno dell'alloggiamento del cuscinetto a rulli numero 3 e la rottura delle guarnizioni di tenuta in carbonio che circondano il cuscinetto. Inoltre le proprietà di tenuta tra l'interfaccia del condotto di scarico con la carenatura della turbina libera e con gli statori non è ottimale [33].

Per queste ragioni sono stati introdotti [33]:

- un nuovo alloggiamento per l'albero di trasmissione;
- una nuova copertura isolante e un nuovo attacco per questa copertura;
- una nuova tenuta in carbonio per l'alloggiamento del cuscinetto;
- un condotto di scarico modificato.

Tramite queste modifiche il costruttore ha trovato il modo di ridurre la trasmissione di calore al cuscinetto e ha migliorato le tenute del condotto di scarico.

6.2 Struttura del Service Bulletin

Il Service Bulletin nella prima pagina ha un numero, una data di emissione, il modello a cui viene applicato, una categoria e un breve sommario che ne delinea lo scopo. Generalmente vengono anche riportati i recapiti dell'azienda che lo emette per ottenere ulteriori informazioni o chiarimenti. La lingua standard utilizzata nel bollettino è l'inglese.

All'interno il S.B. è strutturato in capitoli numerati (1,2,3...), paragrafi (A,B,C...) e sottoparagrafi ((1),(2),(3)...), con eventuali ulteriori segmentazioni dove necessarie.

Osservando il S.B. No. 41011 si rileva la presenza dei seguenti capitoli:

- 1) Planning Information - Informazioni sulla pianificazione;
- 2) Material Information - Informazioni sui materiali;
- 3) Accomplishment Instructions - Istruzioni per l'esecuzione;
- 4) Appendix - Appendice.

In fondo al bollettino sono presenti delle figure esplicative dei componenti interessati.

6.2.1 Planning Information

In questo capitolo vengono delineati il campo di applicazione del S.B., i requisiti necessari, le ragioni della sua applicazione e le modifiche che subirà il motore.

Il primo paragrafo "A. Effectivity" indica quali sono i motori su cui si applicata il bollettino (fino al numero di serie X).

Il secondo paragrafo "B. Concurrent Requirements" segnala quali sono i requisiti di applicazione, ad esempio il fatto che tale S.B. deve essere applicato insieme ad altri.

Il terzo paragrafo "C. Reason" illustra i motivi che hanno spinto ad emettere il Service Bulletin. In primo luogo si evidenziano le problematiche presenti nel motore originale, cioè che l'olio lubrificante all'interno della cavità che ospita il cuscinetto a rulli No. 3 assorbe tanto calore da cuocersi e questo può portare alla rottura degli anelli di tenuta in carbonio; inoltre sono state rilevate delle perdite di aria alla pressione P3 all'interfaccia tra l'alloggiamento statorico della turbina di potenza e lo statore. In secondo luogo si evidenziano le conseguenze dei problemi riscontrati: le alte temperature nel motore possono portarlo a spegnimento e le capacità di tenuta delle guarnizioni nella zona di interfaccia tra condotto di scarico e turbina di potenza non sono ottimali e riducono di conseguenza l'efficienza della macchina.

Enunciati i problemi e le loro conseguenze, l'azienda costruttrice illustra delle soluzioni.

a) Per ridurre la trasmissione di calore tra la zona della turbina libera di potenza e l'alloggiamento del cuscinetto:

- si introduce una nuova copertura e un deflettore per l'alloggiamento dell'albero della turbina libera;
- si sostituiscono le tenute in carbonio con un modello più resistente alle alte temperature;
- si sostituisce l'alloggiamento dell'albero di trasmissione della turbina per poter installare la nuova copertura;
- la nuova copertura è un pezzo unico a differenza della vecchia che era divisa in due parti;

- il condotto di scarico viene sostituito con un altro che facilita l'installazione della nuova copertura isolante.

b) Per migliorare la capacità di tenuta alle interfacce tra statore e il suo alloggiamento si sostituisce o si modifica il condotto di scarico.

Il quarto paragrafo "D. Description" ribadisce le operazioni da svolgere, mentre il quinto "E. Compliance" ricorda la categoria dell'intervento secondo la scala di importanza adottata dal costruttore.

Il sesto paragrafo "F. Approval" specifica che le modifiche proposte sono state approvate dagli enti competenti.

I paragrafi "G. Weight and Balance", "H. Electrical Load Data" e "I. Software Accomplishment Summary" riportano eventuali cambiamenti subiti dal motore a seguito dell'applicazione del bollettino: l'unica cosa a variare è il peso, con un leggero aumento della massa che influisce in modo irrilevante sulla posizione del centro di massa del motore.

Infine i paragrafi "J. References" e "K. Publications Affected" indicano i riferimenti bibliografici applicabili mentre l'ultimo "L. Interchangeability and Intermixability of Parts" rimanda al capitolo e paragrafo relativo ai materiali.

6.2.2 Material Information

Il secondo capitolo entra nel dettaglio di tutto ciò che materialmente occorre per svolgere quanto indicato dal bollettino, in termini di materiali e di tempo.

Il primo paragrafo "A. Industry Support Information" riporta eventuali riferimenti a materiale informativo che il costruttore mette a disposizione per supportare le operazioni manutentive; nel caso del S.B. No. 41011 non sono presenti.

Il secondo paragrafo "B. Material - Cost and Availability" informa che i componenti che occorrono sono disponibili nei rivenditori autorizzati e si accenna al costo complessivo da sostenere nel loro acquisto.

Il terzo paragrafo "C. Manpower" stima in 3 le ore-uomo necessarie per includere il bollettino nell'overhaul eseguito sul motore.

Il quarto paragrafo "D. Material Necessary for Each Engine" riporta in un elenco ordinato tutti i componenti necessari, riportati con Part Number, parola chiave, vecchio Part Number (se presente), quantità, prezzo di listino e precise disposizioni da applicare a ciascuna parte. Le disposizioni sono di varia natura, ad esempio segnalano quando non c'è intercambiabilità tra pezzo nuovo e vecchio oppure bisogna attuare delle modifiche sulle vecchie parti; altre volte le parti inservibili devono essere scartate e quelle ancora utilizzabili possono essere immagazzinate o vendute.

Il paragrafo "E. Reidentified Parts" segnala i componenti che hanno subito una modifica del Part Number, riportando il vecchio e il nuovo.

Infine l'ultimo paragrafo "F. Tooling - Price and Availability" riporta gli strumenti che occorrono con relativo numero, nome, prezzo di listino e necessità di consegna (quando è presente).

6.2.3 Accomplishment Instructions

Il terzo capitolo riporta punto per punto la procedura da seguire per modificare la configurazione del condotto di scarico. Le istruzioni sono estremamente puntuali e suddivise in 5 paragrafi.

Il paragrafo A indica che bisogna procedere alla rimozione dei componenti segnalati come "Old Part Number" seguendo le istruzioni contenute nel Manuale di Manutenzione.

Il paragrafo B entra più nel dettaglio riguardo allo smontaggio del condotto di scarico, illustrando le misure che devono essere rilevate, i pin che vanno rimossi, le ispezioni sui danni e le cricche, gli strumenti da utilizzare durante la procedura, etc.

Il paragrafo C impone di tirare una linea tramite procedura elettrolitica sopra il vecchio Part Number di alcuni componenti e indicare il nuovo P/N acquisito con l'implementazione del Service Bulletin.

Il paragrafo D spiega in quale modo installare i componenti segnati come nuovi nel capitolo dedicato ai materiali; le istruzioni dettagliate sono riportate nel Manuale di Manutenzione, ma nel bollettino vengono riportate le eccezioni.

Il paragrafo E segnala che la modifica apportata secondo il S.B. deve essere riportata nel log book del motore.

6.2.4 Appendix

In appendice si riportano le figure di riferimento per l'esecuzione del lavoro e un'immagine di confronto dell'assieme prima e dopo (si veda la Figura 6.1)

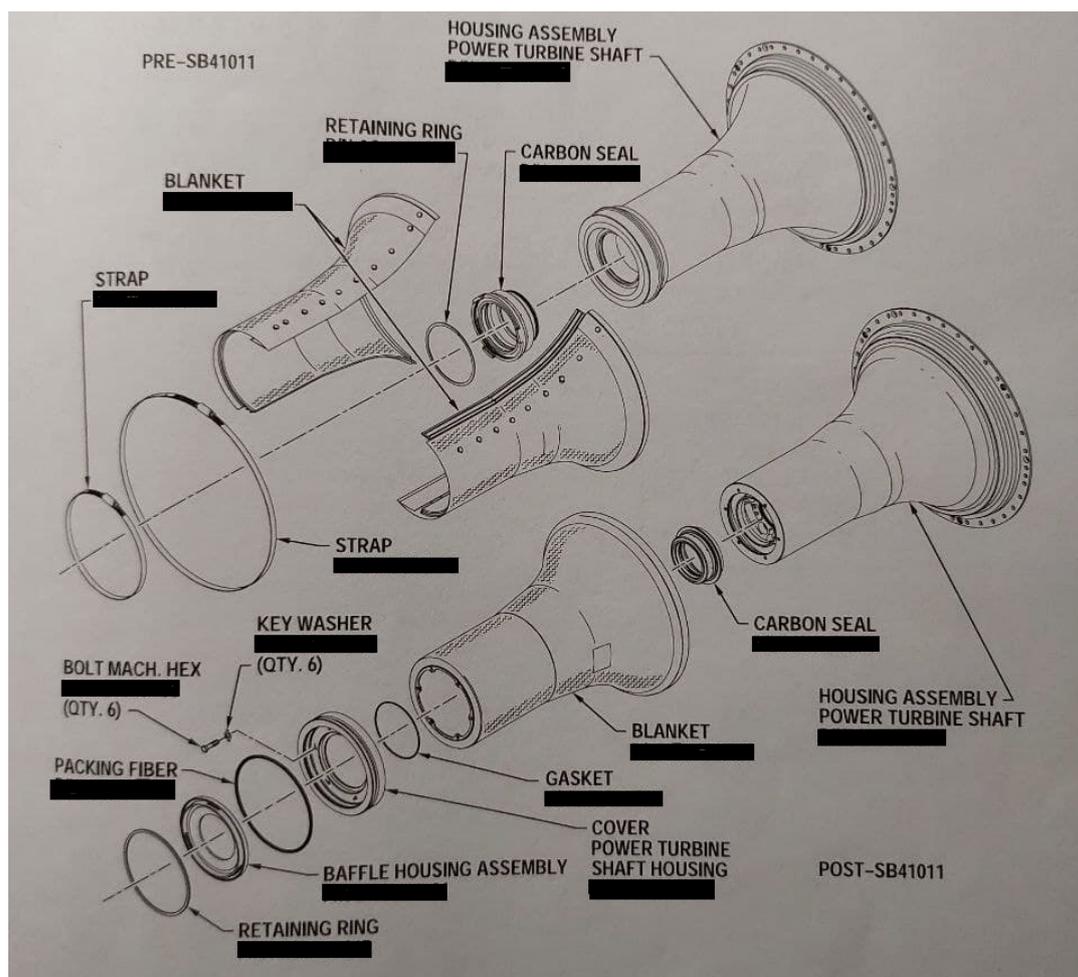


Figura 6.1: Copertura dell'albero di trasmissione e guarnizioni di tenuta, prima e dopo l'applicazione del Bollettino No. 41011 (P/N rimossi). Fonte: [33]

Conclusioni

La presente Tesi di Laurea Magistrale ha come filo conduttore la volontà dell'autore di coniugare le conoscenze acquisite nel percorso accademico e la sua prima esperienza di lavoro in un'azienda del settore aeronautico.

Nello studio effettuato sono state rielaborate e approfondite informazioni acquisite durante il tirocinio: l'attività svolta dall'Airgreen S.r.l., la registrazione dei dati, le pratiche manutentive, le prove motore, le procedure di contrasto ai F.O.D. e le ispezioni tramite boroscopio. Tali informazioni sono corredate da immagini reperite sul campo o fornite dall'azienda.

La descrizione del motore turboalbero PT6C-67C e del suo funzionamento è il prodotto degli studi accademici e delle informazioni acquisite durante la stesura dell'elaborato grazie al contributo del relatore aziendale Ing. Claudio Pioli.

Appendice A

Appendice

A.1 Glossario

Nel presente sottocapitolo sono raccolti e spiegati alcuni dei vocaboli e delle locuzioni utilizzate nell'elaborato.

Anello chiuso (Closed loop): modello dinamico di un sistema meccanico e/o elettronico che prevede una regolazione automatica di una variabile interna del sistema in funzione della risposta che si ottiene. Nell'esempio di un turbomotore nel quale la variabile interna è il numero di giri del generatore di gas, la forzante è il valore di portata del combustibile e la risposta del sistema è la coppia erogata, il closed loop può essere rappresentato come in Figura A.1; Il regolatore provvede ad eseguire le correzioni finché la differenza $e(t)$ tra la richiesta e il risultato si annulla.

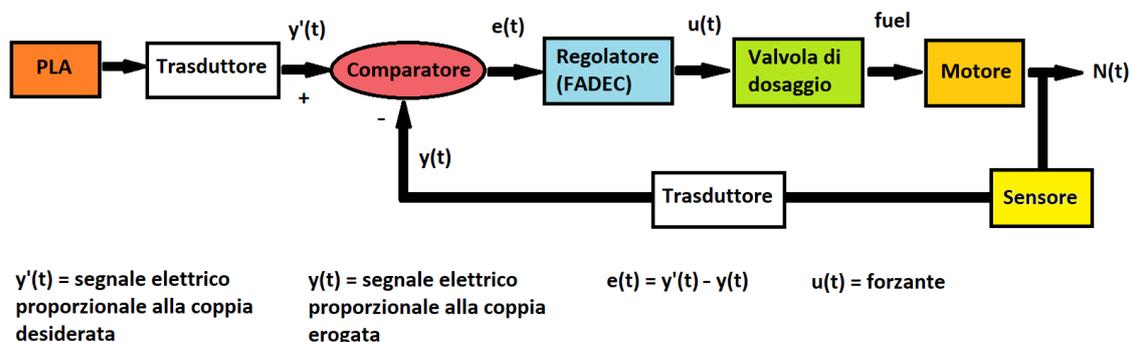


Figura A.1: Esempio di semplice closed loop per un turbomotore. Fonte: disegno dell'autore

Cavitazione: fenomeno fluidodinamico osservabile nelle pompe in cui la pressione del liquido scende al di sotto della sua tensione di vapore e si formano bolle gassose che, una volta uscite dalla zona di depressione generata dalla velocità, implodono generando rumore. La formazione di bolle provoca una diminuzione della densità e un aumento del volume che disturba il flusso e riduce la portata di liquido elaborata dalla pompa; inoltre l'onda di pressione generata dall'implosione delle bolle danneggia le palette e produce molto rumore. Un parametro che permette di valutare il rischio di cavitazione è il Net Positive Suction Head (NPSH) espresso in unità di

lunghezza [m]:

- il $NPSH_{circuito}$ rappresenta quanta pressione è possibile perdere nel circuito idraulico prima di giungere a cavitazione;

- il $NPSH_{pompa}$ rappresenta quanto la pompa contribuisce alla perdite di pressione nel circuito (dipende dalle condizioni di funzionamento).

Se $NPSH_{circuito} > NPSH_{pompa}$ allora non si verifica cavitazione; uno dei modi per garantire questa condizione consiste nel pre-comprimere il liquido prima che arrivi alla pompa di alta pressione. [38]

Creep: deformazione di un materiale che si manifesta come scorrimento viscoso dovuto alla presenza di stress meccanici ad alte temperature [29]. Il "creep damage" (danno da creep) si riscontra con frequenza nelle palette delle turbine ed è funzione della severità nelle condizioni di funzionamento del motore, dalla velocità di rotazione dei rotori alla temperatura dei gas nelle turbine.

Entalpia: funzione di stato definita come $H = U + pV$, dove U è l'energia interna di un sistema termodinamico, p la pressione e V il volume.

Pompa centrifuga: tipologia di pompa che sfrutta l'effetto centrifugo generato dalla rotazione di una girante per conferire ad un liquido energia cinetica che si trasforma in energia di pressione nella camera (detta voluta) entro cui ruota la girante; il liquido proveniente da una tubazione viene aspirato al centro della girante e successivamente espulso da un condotto situato lungo la circonferenza esterna. Questo tipo di pompa è la più diffusa. [38]

Pompa rigenerativa: particolare tipo di pompa centrifuga nella quale sia l'aspirazione che la mandata sono tangenziali alla circonferenza esterna della girante; questo tipo di pompa è semplice ed ha una buona efficienza nel gestire la portata del flusso. [39]

Solido monocristallino: materiale in cui il reticolo cristallino è continuo, privo di interruzioni e senza la presenza dei bordi del grano; tali caratteristiche del materiale gli donano particolari proprietà fisiche. In particolare le palette di turbina monocristalline hanno una migliore resistenza al creep se sottoposte a intensi stress centrifughi e ad alte temperature. [26]

Termocoppia: trasduttore di temperatura che sfrutta l'effetto Seebeck; la termocoppia è costituita da due conduttori di materiale diverso uniti in un punto definito "giunto caldo" che viene posizionato dove si desidera misurare la temperatura. Le estremità libere dei due conduttori sono definite "giunzione fredda"; in presenza di un differenziale di temperatura tra le due giunzioni si genera una differenza di potenziale proporzionale ad essa. Ai fini della misura è importante conoscere la temperatura della giunzione fredda. [41]

Torque motor: motore elettrico che funziona in corrente continua e applica una coppia costante al carico; sono ideali per servoapplicazioni in cui occorre ridurre al minimo le dimensioni, il peso, il tempo di risposta e la potenza, garantendo una notevole precisione.

A.2 Potenze necessaria e disponibile

Il volo dell'elicottero a punto fisso (hovering) oppure in moto traslato è regolato dalla potenza necessaria e dalla potenza disponibile.

La potenza necessaria P_n è il valore di potenza richiesta al motore dal rotore principale, dal rotore di coda e dalle varie utenze dell'elicottero. Trascurando la frazione destinata alle utenze e considerando solo quella per i rotori, tale potenza può essere suddivisa in più termini [43][44]:

- potenza di profilo P_0 necessaria per vincere la resistenza viscosa dell'aria dovuta alla forma dei profili delle pale;
- potenza indotta P_i necessaria a vincere la resistenza indotta dalla portanza generata dalle pale;
- potenza parassita P_p necessaria per vincere le resistenze aerodinamiche generate dalla fusoliera, dagli impennaggi, dal mozzo dei rotori, etc.

La potenza disponibile P_a è quella effettivamente erogabile e varia a seconda del sistema propulsivo; essa è funzione della portata d'aria che può elaborare il motore e delle perdite di efficienza. Tale potenza diminuisce all'aumentare della quota di volo poiché diminuisce la densità dell'aria.

Analizzando il caso di volo a punto fisso si possono valutare gli andamenti delle potenze al variare della quota.

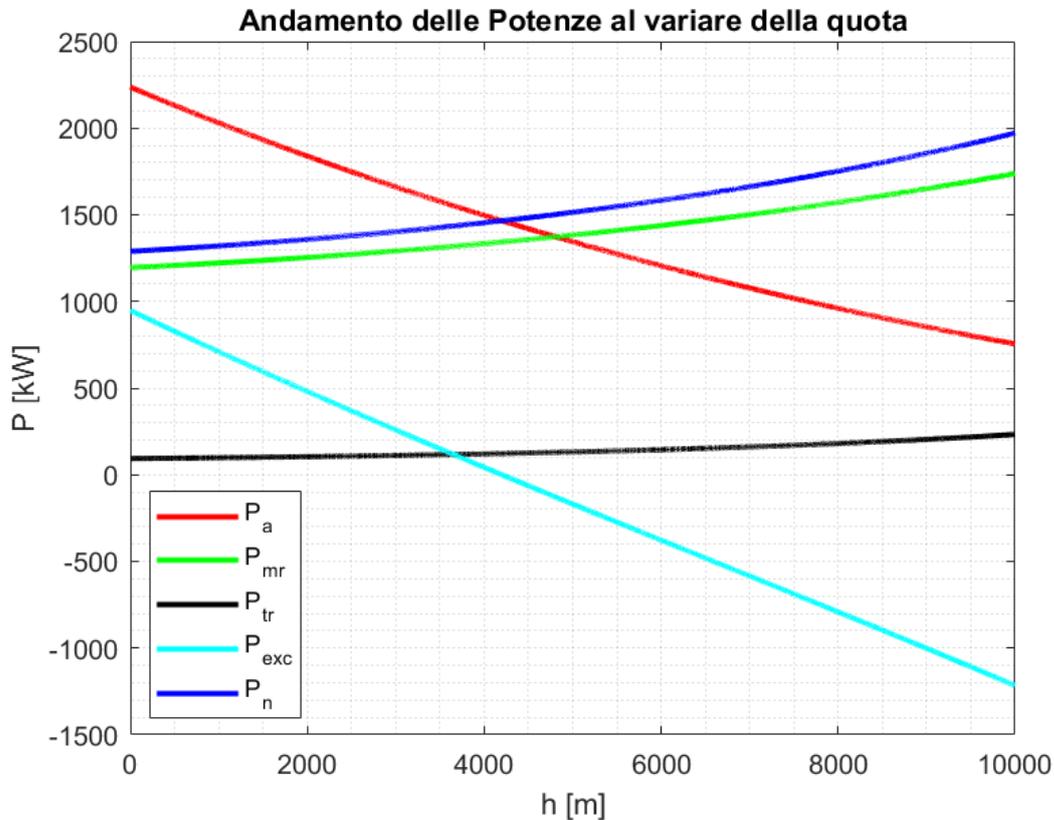


Figura A.2: Potenze al variare della quota di volo a punto fisso (il grafico è esemplificativo, non rappresenta il caso dell'AW139). Fonte: [43]

Dalla Figura A.2 è possibile osservare come la potenza disponibile P_a decresce con l'aumento della quota, mentre la potenza richiesta dal rotore principale P_{mr} (main rotor) e quella richiesta dal rotore di coda P_{tr} (tail rotor) aumentano con la quota; gli andamenti sono influenzati dalla variazione della densità dell'aria. Sommando le richieste di potenza dei rotori si ottiene la potenza necessaria P_n , la quale aumenta con la quota. Le curve P_n e P_a si intersecano in un punto che identifica la quota di tangenza teorica: in questo caso $P_n = P_a$ per cui la portanza generata dal rotore principale è sufficiente ad equilibrare il peso dell'elicottero. La $P_{exc} = P_a - P_n$ indica l'eccedenza di potenza, ovvero il margine tra quanto può erogare il motore e quanto serve all'elicottero: se tale margine diventa negativo allora il motore non produce sufficiente potenza per mantenere in volo livellato l'aeromobile a quella quota.

Analizzando il caso di volo traslato a quota costante si può osservare l'andamento delle potenze al variare della velocità.

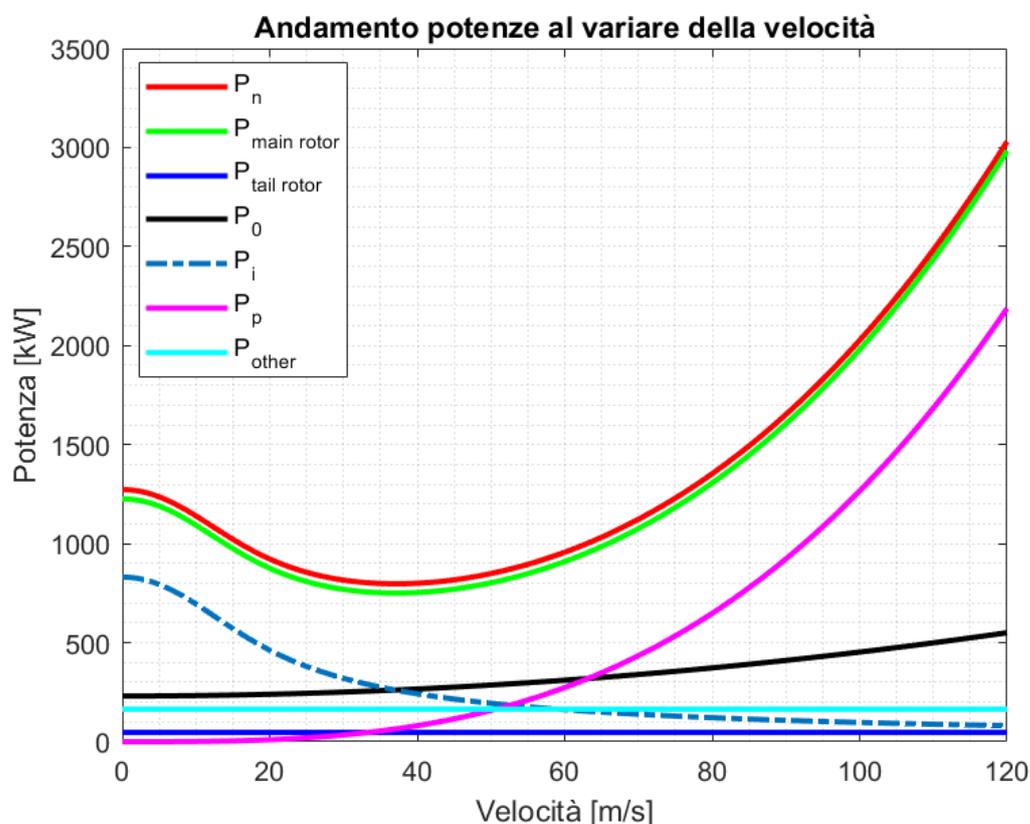


Figura A.3: Potenze al variare della velocità di volo in moto orizzontale (il grafico è esemplificativo, non rappresenta il caso dell'AW139). Fonte: [43]

Nella Figura A.3 per capire l'andamento della potenza necessaria P_n bisogna osservare i contributi dovuti a:

- P_0 , la potenza di profilo aumenta lievemente con la velocità;
- P_i , la potenza indotta ha molta importanza alle basse velocità, ma diminuisce all'aumentare della stessa;
- P_p , la potenza parassita cresce notevolmente con la velocità perché aumenta la resistenza aerodinamica dovuta agli effetti viscosi e di separazione sulla fusoliera, sugli impennaggi, sul rotore, etc.;
- P_{other} , tale termine tiene conto di altre perdite di potenza.

Sommando tutti i termini si ottiene l'andamento di P_n . Nel grafico potenza-velocità (fissato il peso) la curva della potenza disponibile P_a è una retta orizzontale che interseca la curva P_n : l'elicottero può volare in orizzontale e salire di altitudine se si mantiene in un intervallo di velocità e quota compreso tra le curve, ma esiste una quota di tangenza teorica in volo orizzontale per cui la P_n è minima ed eguaglia la potenza disponibile P_a (si veda la Figura A.4).

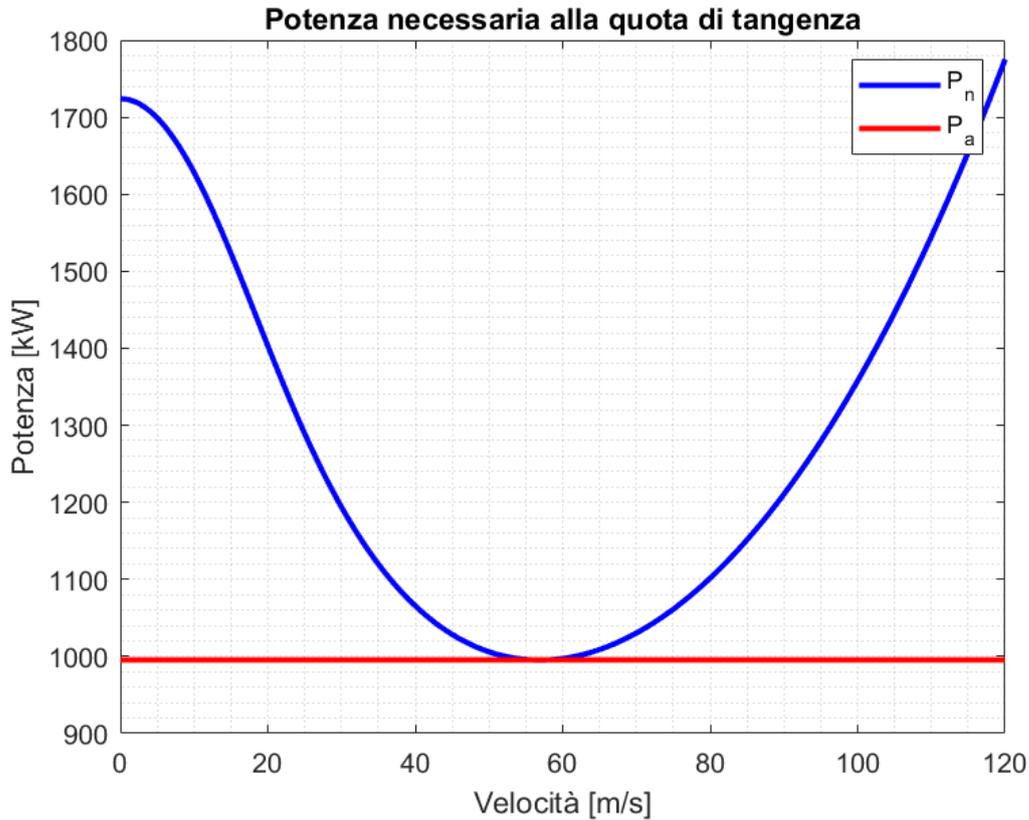


Figura A.4: Potenze necessaria e disponibile nel caso di tangenza teorica (il grafico è esemplificativo, non rappresenta il caso dell'AW139). Fonte: [43]

Nelle curve della Figura A.3 non sono stati presi in considerazione, per semplicità rappresentativa, le variazioni dovute all'effetto suolo: tale fenomeno fisico, dovuto al campo fluidodinamico che si genera in prossimità della superficie del suolo, riduce la resistenza aerodinamica e quindi la potenza necessaria.

A.3 Script

In questa sezione sono riportati gli script MATLAB^(R) creati dall'autore e utilizzati nella stesura dell'elaborato.

1) Ciclo termodinamico

```

1      %% Ciclo termodinamico motore turboshaft PT6C-67C
2      % Architettura motore:
3      % 1) presa d'aria
4      % 2) compressore con 4 stadi assiali e 1 centrifugo
5      % 3) combustore anulare con reverse flow
6      % 4) turbina del GG con 1 stadio assiale
7      % 5) turbina libera di potenza con 2 stadi assiali
8
9      clear all
10     close all
11     clc
12
13     % Parametri di progetto:
14     Beta_compressore = 12; % rapporto di compressione complessivo
15     Beta_compressore_assiale = 3.75; % rivedi
16     Beta_Bleed = 1.6;
17     Beta_diffusore_centrifugo = 2; % 2*3.75*1.6 = 12
18     Tt_4 = 1523; % [K] = 1300[°C] + 273
19     % Altri dati di progetto:
20     P_disponibile = 1679*745.3054; % [W]   % SHP = Shaft Horse Power misurata in
21     % cavallo vapore britannico
22     m0 = 5.44; % [kg/s] --> 12 lb/s
23
24     % Proprietà dei fluidi
25     M = 0; % Mach al Take Off
26     gamma = 1.40; % aria (assunto costante)
27     gammal = 1.33; % gas combusti (assunto costante)
28     Cp_aria = 1005; % [J/Kg*K]
29     Cp_gas = 1150; % [J/Kg*K] dato reperito sul web
30     Hi = 42600000; % [J/kg] potere calorifico inferiore (da manuale)
31
32     % Dati e prestazioni del motore
33     % Numero giri
34     Omega_albero_GG = 39200; % [rpm] 100%
35     Omega_albero_TL = 21000; % [rpm] 100%
36     Omega_albero_GG_TakeOff = 39200*1.023; % [rpm] 102.3%
37     Omega_albero_TL_TakeOff = 21000*1.023; % [rpm] 102.3%
38     % EFFICIENZE per componente: (ipotizzate)
39     % Presa d'aria
40     epsilon_presa = 1;
41     % Compressore
42     eta_compressore_assiale = 0.90;
43     eta_compressore_centrifugo = 0.85;
44     eta_mecc_compress = 0.99;

```

Figura A.5: Ciclo termodinamico PARTE 1

```

45 % Combustore
46 eta_burner = 0.99;
47 pressure_loss_burner = 0.03; % epsilon_combustore
48 % Turbina GG
49 eta_turbina_GG = 0.90;
50 eta_mecc_turb = 0.99;
51 % Turbina libera di potenza
52 eta_turbina_libera = 0.90;
53 eta_trasmissione = 0.99; %rendimento meccanico potenza trasmessa all'albero
54 % Condotta di scarico
55 eta_scarico = 0.99;
56
57 % CICLO ON-DESIGN TAKE-OFF
58
59 % Condizioni ambiente
60 ps_1 = 101325; %[Pa] pressione statica ambiente
61 Ts_1 = 288.15; %[K] temperatura statica ambiente
62 rho_1 = 1.225; %[kg/m^3]
63
64 % Presa d'aria 1 -> 2
65 pt_1 = ps_1*(1+((gamma-1)/2)*M^2)^(gamma/(gamma-1)); %[Pa]
66 Tt_1 = Ts_1*(1+((gamma-1)/2)*M^2); %[K]
67 pt_2 = epsilon_presa*pt_1; %[Pa]
68 Tt_2 = epsilon_presa*Tt_1; %[K]
69 Cp_2 = Cp_aria; %[J/Kg*K]
70
71 % Compressore assiale 4 stadi 2 -> 25
72 Cp_25 = Cp_aria; %[J/Kg*K]
73 pt_25 = Beta_compressore_assiale*pt_2; %[Pa]
74 Tt_25_is = Tt_2*Beta_compressore_assiale^((gamma-1)/gamma); %[K]
75 %Tt_25 = Tt_2 + (Tt_2/eta_compressore_assiale)*((Tt_25_is/Tt_2)-1) %[K]
76 %OPPURE:
77 Tt_25 = Tt_2*(1+(1/eta_compressore_assiale)*...
78 (Beta_compressore_assiale^((gamma-1)/gamma)-1)); %[K]
79 L_c_compressore_assiale = Cp_25*Tt_25*...
80 (Beta_compressore_assiale^((gamma-1)/gamma)-1)*...
81 (1/eta_compressore_assiale); %[J/kg]
82
83 % Bleed valve 25 -> 28 (compressione generata dal rotore centrifugo)
84 Cp_28 = Cp_aria; %[J/Kg*K]
85 pt_28 = Beta_Bleed*pt_25; %[Pa]
86 Tt_28_is = Tt_25*Beta_Bleed^((gamma-1)/gamma); %[K]
87 %Tt_28 = Tt_25 + (Tt_25/eta_compressore_centrifugo)*((Tt_28_is/Tt_25)-1) [K]
88 %OPPURE:
89 Tt_28 = Tt_25*(1+(1/eta_compressore_centrifugo)*...
90 (Beta_Bleed^((gamma-1)/gamma)-1)); %[K]
91 L_c_rotore_centrifugo = Cp_28*Tt_28*(Beta_Bleed^((gamma-1)/gamma)-1)*...
92 (1/eta_compressore_centrifugo); %[J/kg]
93

```

Figura A.6: Ciclo termodinamico PARTE 2

```

94 % Diffusore centrifugo 28 -> 3
95 Cp_3 = Cp_aria; %[J/Kg*K]
96 pt_3 = Beta_diffusore_centrifugo*pt_28; %[Pa]
97 Tt_3_is = Tt_28*Beta_diffusore_centrifugo^((gamma-1)/gamma); %[K]
98 % Tt_3 = Tt_28 + (Tt_28/eta_compressore_centrifugo)*((Tt_3_is/Tt_28)-1); [K]
99 %OPPURE:
100 Tt_3 = Tt_28*(1+(1/eta_compressore_centrifugo)*...
101 (Beta_diffusore_centrifugo^((gamma-1)/gamma)-1)); %[K]
102 L_c_diffusore_centrifugo = Cp_3*Tt_3*...
103 (Beta_diffusore_centrifugo^((gamma-1)/gamma)-1)*...
104 (1/eta_compressore_centrifugo); %[J/kg]
105
106 Potenza_assorbita_compressore = (L_c_compressore_assiale+...
107 L_c_rotore_centrifugo+L_c_diffusore_centrifugo)*m0; %[W]
108
109 % Combustore 3 -> 4
110 Cp_4 = Cp_gas; %[J/Kg*K]
111 pt_4 = pt_3*(1-pressure_loss_burner); %[Pa]
112 % Tt_4 = Tt_4; %[K] dato di progetto
113 alpha = (eta_burner*Hi/(Cp_4*(Tt_4-Tt_3)))-1; % m0/mb (valore tipico 51-58,
114 % https://www.docenti.unina.it/webdocenti-be/allegati/materiale-didattico/
115 % 174149, slide 19)
116 % m_fuel_BASE = mc/alpha
117 f = 1/alpha;
118 mb = f*m0; %[kg/s]
119
120 % Turbina del Gas Generator 4 -> 5
121 Cp_5 = Cp_gas; %[J/Kg*K]
122 L_turbina_GG = (1/(eta_mecc_turb))*(alpha/(alpha+1))*...
123 (L_c_compressore_assiale+L_c_rotore_centrifugo+...
124 L_c_diffusore_centrifugo); %[J/kg] qui solo eta meccanico
125 P_tGG = L_turbina_GG*(m0+mb); %[W]
126 Tt_5 = Tt_4-L_turbina_GG/Cp_5; %[K]
127 Tt_5_is = Tt_4-L_turbina_GG/(Cp_5*eta_turbina_GG); %[K]
128 Beta_turbina_GG = (Tt_4/Tt_5_is)^(gamma1/(gamma1-1))
129 pt_5 = (1/Beta_turbina_GG)*pt_4; %[Pa]
130
131 % Turbina libera di potenza 5 -> 6
132 Cp_6 = Cp_gas; %[J/Kg*K]
133 %Potenza turbina libera:
134 % P_t1 = ((1+alpha)/alpha)*m0*eta_mecc_turb*eta_mecc_compress*...
135 % eta_turbina_libera*(1-(1/Beta_turbina_libera^(gamma1/(gamma1-1))))
136 %Potenza prodotta dalla turbina libera:
137 P_t1 = P_disponibile/eta_trasmissione; %[W]
138 L_t1 = P_t1/m0; %[J/kg]
139 Tt_6 = Tt_5-L_t1/Cp_6; %[K]
140 Tt_6_is = Tt_5-L_t1/(Cp_6*eta_turbina_libera); %[K]
141 Beta_turbina_libera = (Tt_5/Tt_6_is)^(gamma1/(gamma1-1))
142 pt_6 = (1/Beta_turbina_libera)*pt_5; %[Pa]
143 % L_t1 = Cp_6*(Tt_5-Tt_6) %[J/Kg]
144

```

Figura A.7: Ciclo termodinamico PARTE 3

```

145 % Condotta di scarico 6 -> 7
146 Cp_7 = Cp_gas; %[J/Kg*K]
147 Beta_scarico = pt_6/ps_1 % Ugello critico quando
148 % Beta_nozzle=(p°_monte/p_valle)>(p°/p)=Beta_critico
149 Beta_cr = ((gamma+1)/2)^(gamma/(gamma-1)); % Beta_cr = p°/p0
150 % L'ugello non è critico, per cui è adattato
151 we_7 = sqrt(2*eta_scarico*Cp_7*Tt_6*...
152 (1-1/(Beta_scarico^((gamma-1)/gamma)))); %[m/s]
153 Ts_7 = Tt_6-(we_7^2)/(2*Cp_7); %[K]
154 Tt_7 = Tt_6; %[K]
155 ps_7 = pt_6/Beta_scarico; %[Pa]
156 % ps_7 = ps_1;
157
158 Beta_espansione = Beta_turbina_GG*Beta_turbina_libera*Beta_scarico;
159
160 %% POTENZE - CONSUMO SPECIFICO - RENDIMENTO TERMODINAMICO
161 Potenza_complessiva = P_tGG+P_tl; %[W]
162 Percentuale_potenza_GG = P_tGG*100/Potenza_complessiva; % [%]
163 Percentuale_potenza_tl = P_tl*100/Potenza_complessiva; % [%]
164 Potenza_specifica = eta_mecc_turb*((1+alpha)/alpha)*(L_turbina_GG+L_tl)-...
165 (L_c_compressore_assiale+L_c_rotore_centrifugo+...
166 L_c_diffusore_centrifugo)/eta_mecc_compress; %[J/kg]
167 PSFC = mb/P_disponibile; %[kg/J] consumo specifico all'albero di uscita
168 PSFC_kWh = PSFC*3.6e6; %[kg/kWh]
169 rendimento_termodinamico = P_disponibile/Potenza_complessiva;
170
171 %% GRAFICO
172 TT = [Ts_1 Tt_2 Tt_25 Tt_28 Tt_3 Tt_4 Tt_5 Tt_6 Ts_7 Ts_1]; %[K]
173 PT = [ps_1 pt_2 pt_25 pt_28 pt_3 pt_4 pt_5 pt_6 ps_7 ps_1]; %[Pa]
174 %%% 1st 2 25 28 3 4 5 6 7st 1st
175 TT_Celsius = TT-273.15 %[°C]
176 PT_psi = PT/6895 %[psi]
177 % Calcolo entropia:
178 R = 287; %[J/(kg*K)]
179 Cp = 1005;
180 S = Cp.*log(TT) - R.*log(PT); % [J/(kg*K) - J/(kg*K)]
181 figure()
182 hold on
183 for i = 1:length(TT)-1
184 [x, y] = polytropic(TT(i), TT(i+1), PT(i), PT(i+1), R, Cp, 100);
185 plot(x, y, 'c-', 'Linewidth', 2);
186 end
187 scatter(S,TT,'k*','Linewidth', 2);
188 text(S(1:end-1) + 10, TT(1:end-1) + 0, ["";" 1=2°";" 2.5°";" 2.8°";...
189 " 3°";" 4°";" 5°";" 6°";" 7"]);
190 grid on
191 grid minor
192 xlabel('S [J/(kg*K)]')
193 ylabel('T [K]')
194 title('Ciclo termodinamico PT6C-67C Take-Off')

```

Figura A.8: Ciclo termodinamico PARTE 4

```
195     %% FUNZIONI
196     function [x, y] = polytropic(T1, T2, p1, p2, R, C_p, N_points)
197     if p1 == p2
198         y = linspace(T1, T2, N_points); %temperatura
199         x = C_p*log(y) - R*log(p1);      %entropia
200     else
201         p = linspace(p1, p2, N_points);
202         C = log(T1/T2) / log(p2/p1);
203         A = T1 * p1^C;
204         y = A ./ p.^C;                  %temperatura
205         x = C_p*log(y) - R*log(p);      %entropia
206     end
207 end
```

Figura A.9: Ciclo termodinamico PARTE 5

2) Grafici Power Check

```

1  %% Power check motore PT6C-67C
2  % Obiettivo: tracciare i grafici, interpolare i punti e ricavare i polinomi
3  % interpolanti; successivamente interpolare tra le curve con ulteriori 100
4  % polinomi e avere risultati più precisi
5  clear all
6  close all
7  clc

8  %% Grafico 1: Tq(%) - PA(ft)
9  % asse x: Tq(%)
10 % Tq = [90 91 92 93 94 95 96 97 98 99 100 101 102 103 104 105];
11 Tq14 = [90 91 98 105];
12 Tq13 = [90 91 96 102];
13 Tq12 = [91 96 101 105];
14 Tq11 = [92 96 105];
15 Tq10 = [90 97 101];
16 Tq9 = [92 95 98 105];
17 Tq8 = [90 103];
18 Tq7 = [95 98 101];
19 Tq6 = [92 97 105];
20 Tq5 = [94 99 104];
21 Tq4 = [94 101];
22 Tq3 = [96 103 105];
23 Tq2 = [90 92 105];
24 Tq1 = [90 103 105];
25 Tq0 = [91 95 99 105];
26 Tq_1 = [90 105];
27

28 % asse y: PA(ft) (x 1000)
29 PA14 = [68 70 82 94];
30 PA13 = [62 64 72 82];
31 PA12 = [58 66 74 80];
32 PA11 = [54 60 74];
33 PA10 = [46 56 62];
34 PA9 = [44 48 52 62];
35 PA8 = [36 54];
36 PA7 = [38 42 46];
37 PA6 = [30 36 46];
38 PA5 = [28 34 40];
39 PA4 = [24 32];
40 PA3 = [22 30 32];
41 PA2 = [12 14 28];
42 PA1 = [8.2 22 24];
43 PA0 = [6 10 14 20];
44 PA_1 = [2 16.2];
45

```

Figura A.10: Grafici Power Check PARTE 1

```
46 % calcolo funzioni
47 % cftool(Tq14,PA14)
48 % cftool(Tq13,PA13)
49 % cftool(Tq12,PA12)
50 % cftool(Tq11,PA11)
51 % cftool(Tq10,PA10)
52 % cftool(Tq9,PA9)
53 % cftool(Tq8,PA8)
54 % cftool(Tq7,PA7)
55 % cftool(Tq6,PA6)
56 % cftool(Tq5,PA5)
57 % cftool(Tq4,PA4)
58 % cftool(Tq3,PA3)
59 % cftool(Tq2,PA2)
60 % cftool(Tq1,PA1)
61 % cftool(Tq0,PA0)
62 % cftool(Tq_1,PA_1)
63
64 % Funzioni PA
65 - x = [90 91 92 93 94 95 96 97 98 99 100 101 102 103 104 105];
66 - TQ14(x) = 1.726*x-87.2;
67 - TQ13(x) = 1.653*x-86.61;
68 - TQ12(x) = 1.576*x-85.30;
69 - TQ11(x) = 1.541*x-87.87;
70 - TQ10(x) = 1.452*x-84.69;
71 - TQ9(x) = 1.387*x-83.74;
72 - TQ8(x) = 1.385*x-88.62;
73 - TQ7(x) = 1.333*x-88.67;
74 - TQ6(x) = 1.233*x-83.46;
75 - TQ5(x) = 1.200*x-84.80;
76 - TQ4(x) = 1.143*x-83.43;
77 - TQ3(x) = 1.119*x-85.43;
78 - TQ2(x) = 1.070*x-84.40;
79 - TQ1(x) = 1.056*x-86.86;
80 - TQ0(x) = 1*x-85;
81 - TQ_1(x) = 0.9467*x-83.2;
82
83 - figure()
84 - plot(x,TQ14(x))
85 - grid minor
86 - hold on
87 - plot(x,TQ13(x))
88 - plot(x,TQ12(x))
89 - plot(x,TQ11(x))
90 - plot(x,TQ10(x))
91 - plot(x,TQ9(x))
92 - plot(x,TQ8(x))
93 - plot(x,TQ7(x))
94 - plot(x,TQ6(x))
95 - plot(x,TQ5(x))
96 - plot(x,TQ4(x))
97 - plot(x,TQ3(x))
98 - plot(x,TQ2(x))
99 - plot(x,TQ1(x))
100 - plot(x,TQ0(x))
101 - plot(x,TQ_1(x))
102 - xlabel('Tq (%)')
103 - title('Grafico 1: Tq (%) - PA (ft)')
104
```

Figura A.11: Grafici Power Check PARTE 2

```

105 % Indicazioni
106 posizione_x = ones(1,17)*95;
107 str1 = {'Pressure Alt. (ft)', '14000', '13000', '12000', '11000',...
108         '10000', '9000', '8000', '7000', '6000', '5000', '4000', '3000',...
109         '2000', '1000', '0', '-1000'};
110 posizione_y = [85 78 72 66 60 54 50 44 40 35 31 27 23 19 15 11 8];
111 for i=1:17
112     text(posizione_x(i),posizione_y(i),str1(i))
113 end
114 %% Grafico 2: OAT(°C) - Max ITT (°C)
115 % asse x = Max ITT
116 % Max_ITT = [450 460 470 480 490 500 510 520 530 540 550 560 570 580 590
117 %           600 610 620 630 640 650 660 670 680 690 700 710 720 730 740
118 %           750 760 770 780 790 800 810 820 830 840 850];
119 ITT_40 = [470 510 520 530 590 620 660 700];
120 ITT_30 = [510 530 540 550 560 570 620 630 660 680 720];
121 ITT_20 = [540 550 560 570 580 590 640 650 660 730];
122 ITT_10 = [570 580 590 600 610 620 650 670 680 700 730 760];
123 ITT0 = [600 640 650 680 700 710 740 780];
124 ITT10 = [630 670 680 710 730 780 800];
125 ITT20 = [660 670 680 710 740 760 810];
126 ITT30 = [680 690 700 710 720 750 770 800 820];
127 ITT40 = [720 730 750 760 780 800 810];
128 ITT50 = [740 760 790 800 820];
129
130 % asse y
131 y_40 = [6 24 30 36 66 76 88 98];
132 y_30 = [6 18 24 30 36 42 66 70 80 86 96];
133 y_20 = [6 12 18 24 30 36 62 66 70 92];
134 y_10 = [6 12 18 24 30 36 52 62 66 74 84 92 ];
135 y0 = [6.5 30 36 52 62 66 78 90];
136 y10 = [7 30.2 36 52 62 82 88];
137 y20 = [7.5 14 20 36 52 62 82];
138 y30 = [2 8 14 20 26 42 52 66 74.5];
139 y40 = [9 15 26 32 42 52 57];
140 y50 = [4 15.5 32 37 47.5];
141
142 % calcolo funzioni
143 % cftool(ITT50,y50)
144
145 % Funzioni OAT
146 x = [450 460 470 480 490 500 510 520 530 540 550 560 570 580 590 600 610
147      620 630 640 650 660 670 680 690 700 710 720 730 740 750 760 770 780
148      790 800 810 820 830 840 850];
149 OAT_40(x) = -0.0007965*x.^2+1.344*x-452.2;
150 OAT_30(x) = -0.001157*x.^2+1.854*x-639.3;
151 OAT_20(x) = -0.001158*x.^2+1.929*x-698.5;
152 OAT_10(x) = -0.001159*x.^2+1.999*x-757.7;
153 OAT0(x) = -0.001078*x.^2+1.956*x-779.8;
154 OAT10(x) = -0.000956*x.^2+1.848*x-778.5;
155 OAT20(x) = -0.0008347*x.^2+1.724*x-766.4;
156 OAT30(x) = -0.0007802*x.^2+1.689*x-785.7;
157 OAT40(x) = -0.0006715*x.^2+1.559*x-765.2;
158 OAT50(x) = -0.0004847*x.^2+1.299*x-691.7;
159

```

Figura A.12: Grafici Power Check PARTE 3

```

160 - figure()
161 - plot(x,OAT_40(x))
162 - grid minor
163 - ylim([0,100])
164 - hold on
165 - plot(x,OAT_30(x))
166 - plot(x,OAT_20(x))
167 - plot(x,OAT_10(x))
168 - plot(x,OAT0(x))
169 - plot(x,OAT10(x))
170 - plot(x,OAT20(x))
171 - plot(x,OAT30(x))
172 - plot(x,OAT40(x))
173 - plot(x,OAT50(x))
174 - xlabel('Maximum Allowable ITT (°C)')
175 - title('Grafico 2: OAT (°C) - Max ITT (°C)')
176
177 % Indicazioni
178 - posizione_x = [480 520 550 580 610 640 670 700 725 750 775];
179 - str1 = {'-40', '-30', '-20', '-10', '0', '10', '20', '30', '40', '50',...
180 -       'OAT (°C)'};
181 - posizione_y = ones(1,11)*16;
182 - for i=1:11
183 -     text(posizione_x(i),posizione_y(i),str1(i))
184 - end
185 % Grafico 3: OAT(°C) - Max NG(%)
186 % asse x = Max NG
187 % NG = [80 81 82 83 84 85 86 87 88 89 90 91 92 93 94 95 96 97 98 99 100
188 %       101 102 103 104 105];
189 - NG_40 = [83 86 88 91 92 93 94 95 97 98 99];
190 - NG_30 = [85 88 90 91 92 93 94 95 96 98 100];
191 - NG_20 = [86 87 88 89 90 92 94 95 96 97 98 100 102];
192 - NG_10 = [88 90 91 93 94 96 97 98 100 101 103];
193 - NG0 = [89 90 92 95 97 98 99 100 101 104];
194 - NG10 = [90 91 92 93 94 95 96 97 98 99 100 101 103 104 105];
195 - NG20 = [92 93 94 95 97 98 99 101 102 104];
196 - NG30 = [93 94 95 96 98 100 102 103];
197 - NG40 = [94 95 96 97 98 99 100 101 102];
198 - NG50 = [95 96 97 98 99 100 101 102];
199
200 % asse y
201 - Y_40 = [3 26 40 59 65 69.5 73.5 77.5 85.5 90 94.5];
202 - Y_30 = [7 30 43.5 50 56.5 62.5 68.5 72.8 76.5 84.5 93];
203 - Y_20 = [4 12 20 27 34 47.5 60 66 71 76 80 87.5 96];
204 - Y_10 = [9 24 31 44.8 51.5 64 70 75.2 83 87 95];
205 - Y0 = [6 13.5 28.5 49 62 68 73.5 78.5 82.5 94];
206 - Y10 = [2 11 19 26 33 40 46.5 53 60 66 71.5 77 86 90 93];
207 - Y20 = [8.2 16 23.5 30.5 44.2 50.8 57.5 70 75.8 85.8];
208 - Y30 = [6 14 21 28.2 42 55 68 74];
209 - Y40 = [4 11 19 26 33.5 40 46.5 53.5 60];
210 - Y50 = [1.5 9 17 24 31 38 44.5 51];
211
212 % Calcolo funzioni
213 % cftool(NG50,Y50)
214

```

Figura A.13: Grafici Power Check PARTE 4

```

215 % Funzioni OAT
216 x = [80:1:105];
217 oat_40(x) = 0.002925*x.^3-0.9607*x.^2+107.7*x-3991;
218 oat_30(x) = 7.334e-05*x.^3-0.1918*x.^2+39.3*x-1993;
219 oat_20(x) = -0.0003366*x.^3-0.06428*x.^2+26.75*x-1607;
220 oat_10(x) = -0.0035*x.^3+0.8386*x.^2-58.51*x+1049;
221 oat0(x) = -0.1633*x.^2+37.45*x-2035;
222 oat10(x) = -0.1557*x.^2+36.46*x-2019;
223 oat20(x) = -0.1082*x.^2+27.71*x-1625;
224 oat30(x) = -0.07502*x.^2+21.48*x-1342;
225 oat40(x) = -0.07846*x.^2+22.39*x-1407;
226 oat50(x) = -0.1131*x.^2+29.35*x-1766;
227
228 figure()
229 plot(x,oat_40(x))
230 grid minor
231 ylim([0,100])
232 hold on
233 plot(x,oat_30(x))
234 plot(x,oat_20(x))
235 plot(x,oat_10(x))
236 plot(x,oat0(x))
237 plot(x,oat10(x))
238 plot(x,oat20(x))
239 plot(x,oat30(x))
240 plot(x,oat40(x))
241 plot(x,oat50(x))
242 xlabel('Maximum Allowable NG (%)')
243 title('Grafico 3: OAT (°C) - Max NG(%)')
244
245 % Indicazioni
246 posizione_x = [84 85.5 87 88.5 90 91.5 92.5 93.5 95 96.5 98];
247 str1 = {'-40', '-30', '-20', '-10', '0', '10', '20', '30', '40', '50',...
248         'OAT (°C)'};
249 posizione_y = ones(1,11)*16;
250 for i=1:11
251     text(posizione_x(i),posizione_y(i),str1(i))
252 end

```

Figura A.14: Grafici Power Check PARTE 5

Bibliografia

- [1] <http://www.airgreen.it/index.php/it/>, consultato a ottobre 2021.
- [2] G. Guglieri, M. Porta, A. Quinci, *Meccanica del volo dell'elicottero. Principi della meccanica e della dinamica del volo*, Società Editrice Esculapio, 2019.
- [3] C. Pioli, *Procedure di Manutenzione*, inedito.
- [4] P. Maggiore, *Dispense del corso Legislazione aeronautica e fattori umani*, inedito, A.A. 2017-2018.
- [5] <http://www.aero-news.net/index.cfm?do=main.textpost&id=b34973aa-ae61-45c9-bae9-fcdedd059356>, 22 novembre 2005, consultato a ottobre 2021.
- [6] <http://www.helipress.it/schede-441-aw139-il-capostipite-della-family-di-agustawestland-video>, 8 agosto 2014, consultato a ottobre 2021.
- [7] https://web.archive.org/web/20061011235728/http://www.agustawestland.com/communication_det.asp?id_news=254&yy=2006, 8 luglio 2006, consultato a ottobre 2021.
- [8] <https://www.helivert.aero/en/about/#history>, consultato a ottobre 2021.
- [9] <http://www.helipress.it/schede-616-agustawestland-tutto-sul-nuovo-super-aw139-da-7-tonnellate-foto>, 3 novembre 2014, consultato a ottobre 2021.
- [10] <https://helihub.com/2015/03/03/agustawestland-sets-new-gearbox-safety-benchmark-with-60-minutes-run-dry-capability/>, 3 marzo 2015, consultato a ottobre 2021.
- [11] <http://www.aeronautica.difesa.it/mezzi/mlinea/Pagine/HH139A.aspx>, consultato a novembre 2021.
- [12] <https://www.leonardocompany.com/it/products/aw139>, consultato a novembre 2021.
- [13] Saggittarius A, <https://commons.wikimedia.org/wiki/File:AW-139.jpg>, 13 luglio 2020, consultato a novembre 2021.
- [14] Agusta S.p.A., *AW139 Rotorcraft Flight Manual*, Issue 1 (22-08-2006), Rev. 9, 28 febbraio 2008.

- [15] ANSV, *Relazione d'inchiesta: incidente occorso all'elicottero AW139 marche di identificazione EC-KJT in località Monte Cefalone, Lucoli (AQ), 24 gennaio 2017*, 23 maggio 2018.
- [16] EASA, *Operational Evaluation Board Report*, <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/AB%20139%20JOEB%20FINAL%20REPORT%20Rev%204-%2015-10-2012%20AWTAx.pdf>, Report Revision 4, 15 ottobre 2012.
- [17] <https://areus.sardegna.it/index.php?xsl=115&s=58041&v=2&>, consultato a novembre 2021.
- [18] Kenneth I. Swartz, *60th anniversary of the P&WC PT6A engine's first flight*, <https://skiesmag.com/news/60th-anniversary-pwc-pt6a-engine-first-flight/>, 31 maggio 2021.
- [19] https://en.wikipedia.org/wiki/Pratt_%26_Whitney_Canada_PT6, consultato a novembre 2021.
- [20] Pratt & Whitney Canada, *PT6C-67C/D Training Manual*, 2006. NOTA: le immagini dei disegni delle parti interne del motore sono di proprietà della Pratt & Whitney Canada Corp. e pertanto ne è vietata la riproduzione.
- [21] <https://www.turbosquid.com/3d-models/3d-pt6c-67c-turboshaft-slice-engine-1612650>, consultato a novembre 2021.
- [22] Pratt & Whitney, *PT6C-67C Maintenance Manual*, 6 giugno 2003, consultato a settembre 2021.
- [23] D. Pastrone, *Dispense del corso di Motori per aeromobili 2019-2020*, 2020.
- [24] P. Puddu, *TM operatrici*, <https://people.unica.it/pierpaolopuddu/files/2019/04/TM-operatrici.pdf>, 2019.
- [25] Università di Roma "La Sapienza", *Lezione 8 - Turboelica*, http://dma.ing.uniroma1.it/users/aeroprop_c1/testolez08b.pdf, corso di Propulsione Aerospaziale, consultato a dicembre 2021.
- [26] P. G. Hill & C. R. Peterson., *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*, Addison-Wesley Publishing Company, Inc., Reading, MA, USA, second edition, 1992.
- [27] Leonardo S.p.A., *AW139 Training Manual, Chapter ATA 75 - Air*, 14 gennaio 2019.
- [28] Leonardo S.p.A., *AW139 Training Manual, Chapter ATA 72 - Engine Turbine*, 14 gennaio 2019.
- [29] M. Lombardi, *Dispense del corso Scienza e Tecnologia dei materiali, Cap. 13 Materiali ad alte temperature operative*, inedito, A.A. 2018-2019.

- [30] <https://www.prazairsurfacetechologies.com/it-it/servizi-di-rivestimento/processi-di-applicazione/diffusione>, consultato a gennaio 2022.
- [31] Pilatus Aircraft Ltd, *Service Information Letter PT6A-144 R1*, https://www.pilatus-aircraft.com/data/tech_pub/SL118.pdf, 22 aprile 2008.
- [32] <https://dallasairmotive.com/about/news/2019/06/26/Pratt-and-Whitney-Canada-Service-Bulletins-Explained>, consultato a gennaio 2022.
- [33] Pratt & Whitney Canada, *Service Bulletin No. 41011*, 10 settembre 2004.
- [34] Pratt & Whitney Canada, *Maintenance Manual, Scheduled Maintenance Checks*, Rev. 26.1, 30 settembre 2021.
- [35] Airgreen S.r.l., *Procedura del sistema qualità - Prevenzione F.O.D.*, Rev. 4, aprile 2021.
- [36] <https://www.aircraftsystemstech.com/p/hydraulic-system-filters.html>, consultato a gennaio 2022.
- [37] *Esempio di prova motore eseguita su AW139*, settembre 2021.
- [38] F. Uffreduzzi *Appunti Macchine e Propulsione - Prof. Casalino e Pastrone*, Centro appunti, 2017.
- [39] <https://www.youtube.com/watch?v=yDP1oAyYSj8>, visionato a gennaio 2022.
- [40] A. Dorin, *Relazione LAIB 2 GSP - corso di Motori per aeromobili*, inedito, maggio 2020.
- [41] https://www.treccani.it/enciclopedia/termocoppia_%28Enciclopedia-della-Scienza-e-della-Tecnica%29/, consultato a febbraio 2022.
- [42] Agusta S.p.A., *AW139 Flight Manual*, <https://dokumen.tips/documents/aw139-flight-manual-poh.html?page=1>, Rev. 9, 22 agosto 2006.
- [43] A. Dorin, *ESERCITAZIONI - corso di Meccanica del volo dell'elicottero*, inedito, giugno 2020.
- [44] C. Pioli, *Corso di aerotecnica dell'elicottero*, inedito.