

POLITECNICO DI TORINO

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea Magistrale

**Tecnica di simulazione numerica
delle prestazioni stazionarie e transitorie
di turbomotori**



RELATORE:

Prof. Michele Ferlauto

CANDIDATO:

Gregorio Stiuso

Luglio 2019

A papà, a mamma,
a Rita, ad Aurora,
a zio, ai nonni e
ad Alessia

Indice

Introduzione	9
1 Descrizione del metodo di calcolo	11
1.1 Inizializzazione delle mappe dei componenti	12
1.2 Lettura delle mappe dei componenti	12
1.3 Metodo di Newton-Raphson	13
2 Turbogetto monoalbero	15
2.1 Descrizione del propulsore in esame	15
2.1.1 Dati di progetto	17
2.1.2 Numerazione delle stazioni del propulsore	18
2.2 Studio a progetto	19
2.2.1 Presa d'aria	19
2.2.2 Compressore	20
2.2.3 Combustore	21
2.2.4 Turbina	22
2.2.5 Postcombustore	23
2.2.6 Ugello	24
2.2.7 Caratteristiche del propulsore	26
2.3 Studio fuori progetto	27
2.3.1 Equazioni di equilibrio	28
2.3.2 Variabili utilizzate	29
2.3.3 Metodo di calcolo delle variabili	30
2.3.4 Comportamento del compressore	32
2.3.5 Comportamento della turbina	33
2.3.6 Attivazione del postcombustore	34
2.3.7 Variazione dei parametri fondamentali al variare della manetta	36
2.3.8 Variazione delle prestazioni del propulsore al variare della manetta	37
2.3.9 Comportamento alla variazione del Mach di ingresso	37
2.3.10 Comportamento alla variazione dell'area di gola dell'ugello	38

2.4	Studio dei transitori	39
2.4.1	Dinamica dei rotori	39
2.4.2	Metodo utilizzato per la risoluzione del transitorio	40
2.4.3	Risposta ad una manetta ad onda quadra	42
2.4.4	Risposta all'accensione del postcombustore	43
2.4.5	Risposta allo spegnimento accidentale del postcombustore	45
3	Turbogetto bialbero	47
3.1	Descrizione del propulsore in esame	47
3.1.1	Dati di progetto	49
3.1.2	Numerazione delle stazioni	50
3.2	Studio a progetto	51
3.2.1	Presa d'aria	52
3.2.2	Compressore di bassa pressione	52
3.2.3	Compressore di alta pressione	53
3.2.4	Combustore	54
3.2.5	Turbina di alta pressione	55
3.2.6	Turbina di bassa pressione	56
3.2.7	Ugello	57
3.3	Studio fuori progetto	59
3.3.1	Equazioni di equilibrio	59
3.3.2	Variabili utilizzate	61
3.3.3	Metodo di calcolo	61
3.3.4	Compressore di bassa pressione	63
3.3.5	Compressore di alta pressione	63
3.3.6	Turbina di alta pressione	64
3.3.7	Turbina di bassa pressione	64
3.3.8	Variazione della linea di funzionamento al variare del Mach di ingresso	66
3.3.9	Variazione della linea di funzionamento alla variazione dell'area di gola dell'ugello	66
3.3.10	Variabili all'equilibrio	67
3.4	Funzionamento in transitorio	67
3.4.1	Risposta ad una manetta ad onda quadra	69
3.4.2	Risposta alla variazione dell'area di gola dell'ugello	70
4	Turbofan a flussi separati	75
4.1	Descrizione del propulsore	75
4.1.1	Dati di progetto	77
4.1.2	Numerazione delle stazioni	78
4.2	Funzionamento a progetto	79

4.2.1	Fan	80
4.2.2	Ugello di flusso freddo	81
4.2.3	Caratteristiche in condizioni di funzionamento a progetto . .	82
4.3	Funzionamento fuori progetto	84
4.3.1	Equazioni di equilibrio	85
4.3.2	Variabili utilizzate	86
4.3.3	Comportamento del fan	87
4.3.4	Comportamento del compressore di bassa pressione	87
4.3.5	Comportamento del compressore di alta pressione	87
4.3.6	Comportamento della turbina di alta pressione	89
4.3.7	Comportamento della turbina di bassa pressione	89
4.4	Funzionamento in transitorio	89
4.4.1	Risposta ad una variazione lineare del flusso combustibile . .	91
4.4.2	Risposta ad una variazione ad onda quadra del flusso combustibile	93
5	Turbofan a flussi miscelati	95
5.1	Caratteristiche del propulsore	95
5.1.1	Dati del propulsore	97
5.1.2	Numerazione delle stazioni	98
5.2	Studio a progetto	100
5.2.1	Miscelatore	100
5.2.2	Dati relativi alle condizioni di progetto	101
5.3	Studio fuori progetto	103
5.3.1	Fan	106
5.3.2	Compressore di intermedia pressione	107
5.3.3	Compressore di alta pressione	107
5.3.4	Turbina di alta pressione	109
5.3.5	Turbina di intermedia pressione	109
5.3.6	Turbina di bassa pressione	109
5.4	Funzionamento in transitorio	111
5.4.1	Risposta ad una legge di manetta	112
6	Controlli	115
6.1	Variazione della temperatura in ingresso al J85	116
6.2	Variazione dell'EPR nel J85	118
6.3	Variazione dell'EPR nell'Olympus 593	120
7	Conclusioni	125
	Bibliografia	127

Introduzione

Il seguente lavoro di tesi è volto alla programmazione, attraverso il linguaggio FORTRAN77, di un simulatore di tipo real-time per un propulsore aeronautico.

La realizzazione del simulatore è resa possibile mediante l'utilizzo delle mappe dei componenti del motore rilevate da GSP e attraverso un processo di *reverse engineering* è possibile ricavare i valori corrispondenti a tali mappe.

Il simulatore è realizzato per quattro tipologie di propulsore differenti, nello specifico vengono esposti i risultati riguardanti un turbogetto monoalbero, un turbogetto bialbero, un turbofan a flussi separati ed un turbofan a flussi miscelati. Questi sono trattati in maniera separata, dedicando per ognuno di essi un capitolo differente, affinché sia possibile effettuare delle comparazioni in modo semplice e rapido. Ogni capitolo, quindi, tratterà le condizioni di funzionamento di progetto, le condizioni di funzionamento fuori progetto e la valutazione della risposta del propulsore in seguito alla variazione di un proprio parametro di controllo.

Per la programmazione del simulatore si sfrutta il metodo di calcolo numerico esposto da Newton-Raphson, il quale, come sarà possibile osservare dalle pagine successive, fornisce dei risultati attendibili ed in un tempo molto rapido. Alcuni dei risultati ottenuti saranno poi confrontati con quelli generati dal programma GSP (*Gas turbine Simulation Program*) della *Netherland Aerospace Centre*.

Nelle pagine seguenti si noterà come saranno presenti delle piccole differenze tra i dati ricavati attraverso il simulatore programmato e quelli ricavati da GSP. La differenza consiste nel calcolo del calore specifico, in quanto in tutta la trattazione saranno utilizzati due valori per il calore specifico, uno corrispondente alla sola aria e l'altro che tiene in conto dei gas combustibili. Il programma di simulazione GSP, invece, considera la variazione del parametro con la temperatura raggiunta nelle varie stazioni.

Infine, nell'ultimo capitolo, saranno inseriti semplici controlli su alcuni dei motori trattati affinché sia possibile variare il livello di spinta attraverso l'EPR.

Capitolo 1

Descrizione del metodo di calcolo

Nel presente capitolo sarà trattata la modalità attraverso la quale è stata possibile la realizzazione di un simulatore avanzato *real-time* per propulsori aeronautici. Saranno definite dapprima le mappe dei componenti che costituiscono il propulsore stesso, definendo le metodologie utilizzate per il riscaldamento di queste, mentre in un secondo momento è fornita una descrizione del metodo numerico utilizzato per lo studio dei punti di funzionamento ai quali opera il motore.

Nel funzionamento fuori progetto il motore vede variare il proprio punto di funzionamento sulle varie mappe dei componenti. In particolare, si assiste ad una variazione dei valori sulle mappe dei compressori e delle turbine.

La variazione del punto di funzionamento, ad esempio per un motore turbofan a flussi separati, può essere dovuta alla modifica di diversi parametri: mediante la variazione delle condizioni di volo (variando il Mach di volo o la quota di volo); attraverso il cambio della manetta, dunque determinando una temperatura totale in ingresso alla turbina (T_{4t}) differente da quella di progetto; o, addirittura, variando la geometria dell'area degli ugelli.

Per la determinazione dei vari punti di funzionamento fuori progetto esistono due tipi di approccio: il *Serial Nested Loop (SNL)* e il *Matrix Iteration (MI)*.

Nel **Serial Nested Loop** vengono inglobate le equazioni che garantiscono l'accoppiamento di alcuni componenti e i vincoli su di essi, in questo modo il tutto è risolto in una sequenza a nido.

Nel **Matrix Iteration** sono impostate tutte le equazioni che caratterizzano il motore e queste vengono risolte simultaneamente. Tale approccio prevede una metodologia alle derivate parziali.

L'approccio utilizzato per la programmazione del simulatore è quello dell'iterazione matriciale, nello specifico attraverso il metodo delle tangenti, o metodo di Newton-Raphson.

1.1 Inizializzazione delle mappe dei componenti

Le mappe dei componenti utilizzate nel codice, per la realizzazione del simulatore, sono quelle corrispondenti a compressore e turbina ricavabili dal programma di simulazione per motori aeronautici GSP.

Le mappe forniscono i valori di rapporto di compressione, o espansione nel caso di turbina, di portata corretta, di rendimento adiabatico e del numero di giri corretto percentuale per ogni punto.

Ogni componente (compressore o turbina) è dotato di una propria mappa, attraverso la quale è possibile valutare il comportamento assunto semplicemente definendo un punto su di essa. Non avendo a disposizione le mappe dei componenti per i propulsori simulati, nei seguenti capitoli è stato necessario adattare le mappe estrapolate da GSP ad ogni componente.

Una volta ottenute le condizioni di funzionamento per i dati di progetto forniti dal costruttore del propulsore, le mappe di ogni componente che lo costituiscono sono calcolate trasladando i punti delle mappe conosciute (mappe di GSP). In base a quanto detto, quindi, sono utilizzate tre equazioni basiche che permettono il riscaldamento delle mappe dei componenti. Queste permettono di riscaldare il rapporto di compressione, o espansione, β , il rendimento adiabatico, η , e la portata corretta, $\dot{m} \sqrt{\theta}/\delta$.

Le equazioni di riscaldamento appena citate vengono qui esposte:

$$\beta = \frac{\beta - 1}{\beta_{map}^* - 1} (\beta^* - 1) + 1 \quad (1.1)$$

$$\eta = \frac{\eta}{\eta_{map}^*} \eta^* \quad (1.2)$$

$$\frac{\dot{m} \sqrt{\theta}}{\delta} = \frac{\frac{\dot{m} \sqrt{\theta}}{\delta}}{\left(\frac{\dot{m} \sqrt{\theta}}{\delta}\right)_{map}^*} \left(\frac{\dot{m} \sqrt{\theta}}{\delta}\right)^* \quad (1.3)$$

Nelle equazioni appena esposte è stato indicato con il pedice (*map*) i parametri conosciuti relativi alle mappe disponibili, mentre l'apice (*) definisce le condizioni di progetto. In esse $\theta = T/T_{ref}$ e $\delta = p/p_{ref}$, dove T_{ref} e p_{ref} corrispondono alle condizioni di riferimento.

1.2 Lettura delle mappe dei componenti

Una volta riscaldate le mappe, soprattutto durante il calcolo del ciclo del motore nello studio del funzionamento fuori progetto, è opportuno saperle leggere per

estrapolare i dati necessari.

Dato che ogni punto di una mappa è caratterizzato da un rapporto di compressione, o espansione, un valore di portata corretta, un rendimento adiabatico ed un numero di giri corretto percentuale, affinché sia possibile ricavare un punto operativo è necessario entrare attraverso una coppia di parametri.

La scelta dei parametri con cui entrare in una mappa dipende dalla costituzione della mappa stessa. Le mappe in possesso, utilizzate per il seguente lavoro di tesi, sono costituite da una serie di rette chiamate "beta-lines". Queste rette coprono globalmente la mappa del componente in questione in modo tale da permettere la formazione di una griglia a quattro nodi. La griglia è data dall'intersezione di tali rette con le curve a giri corretti percentuali costanti.

Vista la costituzione delle mappe, quindi, per ricavare un punto di operazione del componente in questione conviene entrare nella mappa fornendo il rapporto di compressione, o di espansione, ed il numero di giri corretto percentuale. In uscita saranno disponibili, attraverso un'interpolazione, la portata corretta ed il rendimento adiabatico.

Discorso a parte merita la mappa dell'ugello, in questa la parte che determina il funzionamento subcritico del componente viene rappresentata attraverso una conica. In essa la variabile di ingresso, necessaria a determinare il punto operativo, è unica e corrisponde al rapporto di espansione attraverso l'ugello. Come variabile di uscita dalla mappa è fornita la portata corretta che l'attraversa.

1.3 Metodo di Newton-Raphson

Il metodo numerico che è utilizzato nelle pagine seguenti per supporre i vari punti di funzionamento nei quali opera il propulsore è detto metodo delle tangenti, o metodo di Newton-Raphson.

Tale metodo permette, a differenza di uno puramente iterativo, di pervenire ad una soluzione con un'alta precisione ed in una modalità assai rapida. Esso è detto anche metodo delle tangenti in quanto si basa sull'idea geometrica di approssimare la funzione, in ogni passo, attraverso la retta tangente. Dunque, il metodo di Newton-Raphson è utilizzato per calcolare gli zeri di una funzione.

Nel riferimento [1] viene data la definizione successiva al metodo in esame.

Teorema (Metodo di Newton-Raphson) Sia $f : [a, b] \rightarrow \mathbb{R}$ una funzione di classe $C^2[a, b]$. Si fanno le seguenti ipotesi:

1. $f(a) > 0, f(b) < 0$.
2. $f'(x) < 0$ per ogni x in $[a, b]$.

3. $f''(x) > 0$ per ogni x in $[a, b]$.

Allora:

1. Esiste un unico punto $x^* \in (a, b)$ in cui la funzione f si annulla.
2. La successione

$$\begin{cases} x_0 = a \\ x_{n+1} = x_n - \frac{f(x_n)}{f'(x_n)} \end{cases} \quad n = 1, 2, \dots \quad (1.4)$$

converge ad x^* .

3. Esiste una costante $K > 0$ per la quale si ha, per ogni $n \in \mathbb{N}$,

$$|x_{n+1} - x^*| < K |x_n - x^*|$$

Nelle simulazioni successive la funzione presente nel teorema, $f(x)$, è sostituita da un vettore di funzioni, $\vec{F}(\vec{X})$. In esso \vec{X} corrisponde al vettore delle variabili che permettono di pervenire alla soluzione.

Infine, la derivata che compare a denominatore nella (1.4) diventa la matrice Jacobiana del problema.

Capitolo 2

Turbogetto monoalbero

Il presente lavoro di tesi vuole valutare il comportamento di differenti tipologie di propulsori aeronautici alle variazioni di alcuni parametri di controllo. Per poter far ciò il primo motore studiato è un turbogetto monoalbero, in particolare vengono utilizzati i parametri di progetto del J85, appartenente alla famiglia dei propulsori della *General Electric*.

2.1 Descrizione del propulsore in esame

Alla famiglia J85 appartengono una serie di piccoli motori turbogetto i quali sono stati sviluppati agli inizi degli anni cinquanta.

Nonostante il primo progetto, di questa gamma di motori, ha vecchie origini, la *United States Air Force* prevede di mantenerlo in servizio fino al 2040.

Fin dall'inizio degli anni cinquanta lo *Small Aircraft Department* della *U.S. General Electric Company* cominciò a sviluppare un piccolo turbogetto dal peso di circa 2500 lb.

Inizialmente il motore fu progettato per supportare droni senza pilota, anche se la *General Electric* cercò di sviluppare una versione parallela per aerei con pilota.

Il gruppo rotante principale consiste di un compressore assiale sviluppato da dischi e sospeso tra due guarnizioni guidate da un albero conico grazie ad una turbina a singolo stadio. Viene impiegato un sistema di combustione ad alta intensità attraverso una camera anulare con 18 candele.

La prima generazione del J85 ha un compressore con sette stadi e la sua gestione venne migliorata grazie all'introduzione di un sistema di controllo perdite interstadio. Per le applicazioni di tipo supersonico, fu sviluppata una variante del motore con postcombustore, il quale equipaggia un ugello a geometria variabile attraverso l'utilizzo di petali multipli.

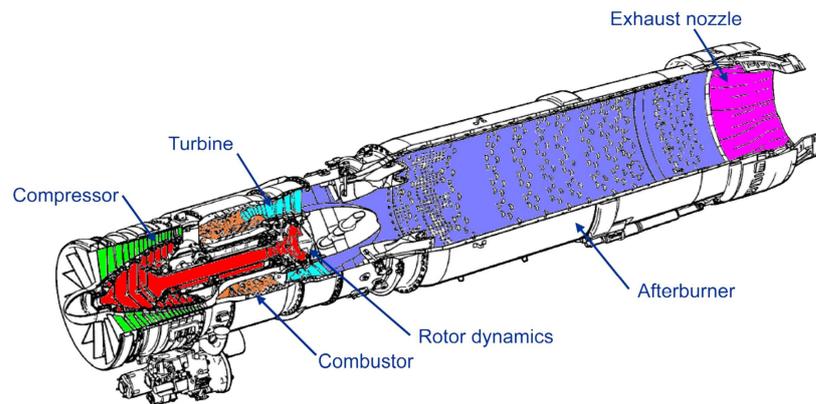


Figura 2.1: Rappresentazione del J85

La carcassa del J85, così come la maggior parte dei motori *General Electric* dell'epoca, è fabbricata grazie a metodi avanzati. Indicativo di questo è che le due metà del *casing* del compressore sono fabbricate in lega di Cromo. Inizialmente il peso di una delle due parti del *casing* del compressore era di circa 80 *lb*, questo veniva ridotto una volta accoppiato all'intero motore fino a circa 9 *lb*. Durante la produzione del motore sperimentale YJ85 tali *casings* furono fabbricati dalla *Budd Company*, alla quale erano necessarie cinque operazioni meccaniche consecutive affinché mantenessero le tolleranze necessarie.

A differenza del *casing* sul compressore, quello sulla turbina è costituito da una parte superiore ed una inferiore. Le caratteristiche di tale *casing* furono pensate per ridurre i costi di manutenzione successivi.

Nel Maggio del 1958 cominciò il *flight testing* del missile McDonnell GAM-72 Green Quail e da allora tutti i voli di questo sono stati supportati dal J85-3. Il J85-1 completò, invece, le sue 50 ore di test di volo preliminare nell'Agosto del 1958 e la versione -X di tale motore volò per la prima volta il mese successivo sul *North American Sabreliner*.

Il *flight test* del J85 fu intrapreso attraverso vari tipi di motori montati in una capsula ritraente che si estendeva dallo scomparto missile di un intercettore Convair F-102. Questo aereo volò per la prima volta nel Marzo del 1958 e nelle condizioni di funzionamento standard e con postcombustore attivo ha raggiunto altezze di circa 50000 *ft* e velocità superiori a Mach 1.

I test statici hanno richiesto più di 150 ore di valutazione ad altezza simulata al *Wright Air Development Center* e i test effettuati al *Arnold Engineering Development Center* hanno dimostrato la compatibilità del motore con il corpo del missile alle condizioni simulate.

L'applicazione più importante del J85, successivamente al suo sviluppo, fu la sua

installazione sul T-38 Talon e sulla famiglia N-156 Freedom Fighter in sviluppo all'epoca da *Norair*. Il primo volo del T-38 prese parte nell'Aprile del 1959 e il J85-1 senza postcombustore confermò le previsioni pre-volo fornendo eccellenti risultati senza complicazioni. Sia il Talon che il Freedom Fighter monoposto superarono più volte la velocità del suono con il J85-1 senza postcombustore.

Nel Giugno del 1959 la *General Electric* annunciò che la gamma del J85 aveva superato le 1000 ore di attività, delle quali 700 furono collezionate dal J85-5. Il J85-5, come è possibile ricavare dai *data sheet* dell'epoca, fu il primo della famiglia ad avere un compressore con otto stadi.

2.1.1 Dati di progetto

Nella successiva tabella vengono definiti i parametri di progetto di una delle varianti del J85. Inoltre, in essa sono esposti i valori tipici che assumono i calori specifici, quindi le costanti dei gas, nel caso il flusso in esame sia costituito solo da aria oppure da gas combust.

In tutta la trattazione successiva sono considerati soltanto due valori per il calore specifico anche se nella realtà esso varia con la temperatura, pertanto il suo valore dovrebbe differire in ogni stazione del motore.

COEFFICIENTE	VALORE
Condizioni di volo	
Mach di ingresso, M_0	0.7
Quota, z [m]	7000
Calore specifico aria, c_p [J/(kg K)]	1004
Costante dei gas perfetti per aria, R [J/(kg K)]	287
Presenza d'aria	
Portata d'aria in ingresso, \dot{m} [kg/s]	19.9
Coefficiente di perdita della presa d'aria, ε_d	0.98
Compressore	
Rapporto di compressione, β_c	8.3
Rendimento meccanico del compressore, η_{mc}	1
Rendimento adiabatico di compressione, η_c	0.822
Combustore	
Calore specifico gas combust, c'_p [J/(kg K)]	1184
Costante dei gas perfetti per i gas combust, R' [J/(kg K)]	293.77
Potere calorifico inferiore, H_i [MJ/kg]	43.260

Rendimento di combustione, η_b	0.982
Coefficiente di perdita del combustore, ε_b	1
Temperatura di ingresso turbina, T_{4t} [K]	1260
Turbina	
Rendimento meccanico della turbina, η_{mt}	0.95
Rendimento adiabatico di espansione, η_t	0.882
Postcombustore	
Rendimento di postcombustione, η_{ab}	0.9
Coefficiente di perdita del postcombustore, ε_{ab}	1
Temperatura di uscita postcombustore, T_{7t} [K]	1700
Altri parametri	
Numero di giri dell'albero a progetto, N [rpm]	16500
Momento d'inerzia dell'albero, I [$kg\ m^2$]	0.7876

2.1.2 Numerazione delle stazioni del propulsore

Ogni stazione, tra due componenti, è possibile identificarla attraverso un numero. Di seguito viene indicata la numerazione utilizzata per lo studio del J85.

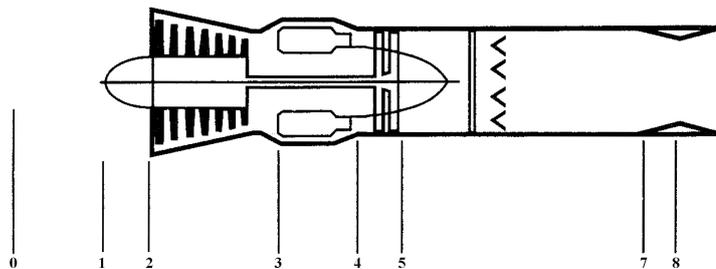


Figura 2.2: Numerazione stazioni J85

- STAZIONE 0: Condizione indisturbata a monte del propulsore;
- STAZIONE 1: Ingresso del propulsore, quindi della presa d'aria;

- STAZIONE 2: Uscita della presa d'aria, ingresso del compressore;
- STAZIONE 3: Uscita del compressore, ingresso del combustore;
- STAZIONE 4: Uscita del combustore, ingresso della turbina;
- STAZIONE 5: Uscita della turbina, ingresso del postcombustore;
- STAZIONE 7: Uscita del postcombustore, ingresso dell'ugello;
- STAZIONE 8: Gola dell'ugello;
- STAZIONE 9: Uscita del propulsore.

2.2 Studio a progetto

Prima di studiare il comportamento del propulsore in condizioni di funzionamento fuori progetto è necessario conoscere tutti i valori di pressione totale e temperatura totale, così come quelli di portata corretta, in ogni stazione del motore nelle condizioni di progetto.

2.2.1 Presa d'aria

I valori di progetto, per il monoalbero in esame, sono stati definiti per un Mach di volo di 0.7 ed una quota di 7000 *m*.

La temperatura e la pressione ambientale a livello del mare, che corrispondono ai valori di riferimento per il dimensionamento dei componenti successivi, sono le seguenti:

$$T_{ref} = 288.15 \text{ K}$$

$$p_{ref} = 101325 \text{ Pa}$$

Di seguito sono riportate le leggi che definiscono le variazioni di temperatura e pressione, rispettivamente, secondo la standardizzazione ISA, al variare della quota di volo.

$$T_0 = T_{ref} - h z \quad (2.1)$$

$$p_0 = p_{ref} \left(\frac{T_{ref} - h z}{T_{ref}} \right)^{5.2561} \quad (2.2)$$

In queste compare il coefficiente *h* che assume il valore 0.0065 *K m*⁻¹.

Attraverso la (2.1) e la (2.2) si ottengono i seguenti valori di temperatura e pressione statica:

$$T_0 = 242.65 \text{ K}$$

$$p_0 = 41059.16 \text{ Pa}$$

Conoscendo il numero di Mach di ingresso, rispetto al quale sono state definite le condizioni di progetto, è possibile calcolare i parametri di temperatura totale e pressione totale di cui è caratterizzato il flusso d'aria a monte del motore.

$$T_{0t} = T_0 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right) = 266.43 \text{ K}$$

$$p_{0t} = p_0 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} = 56953.22 \text{ Pa}$$

Il flusso d'aria, attraversando il primo componente, subirà una piccola modifica in uscita nella pressione totale, avendo considerato delle perdite attraverso esso, mentre la temperatura totale resta invariata in quanto la trasformazione associata al passaggio attraverso la presa è di tipo adiabatico.

$$T_{2t} = T_{1t} = T_{0t} = 266.43 \text{ K}$$

$$p_{2t} = \varepsilon_d p_{1t} = \varepsilon_d p_{0t} = 55814.16 \text{ Pa}$$

2.2.2 Compressore

Attraverso questo componente si ha un aumento della pressione totale e della temperatura totale dovuto al passaggio del flusso d'aria per mezzo di organi fissi e rotanti.

Conoscendo il valore del rapporto di compressione è possibile calcolare i valori della temperatura totale e della pressione totale in uscita da tale componente.

$$T_{3t} = \left[1 + \frac{1}{\eta_c} \left(\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right] T_{2t} = 535.65 \text{ K}$$

$$p_{3t} = \beta_c p_{2t} = 463257.49 \text{ Pa}$$

Affinché sia possibile posizionare il punto di funzionamento, nelle condizioni di progetto, sulla mappa del compressore, è necessario definire la portata corretta all'ingresso del componente:

$$\frac{\dot{m} \sqrt{\theta_2}}{\delta_2} = 34.74 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

nella quale $\theta_2 = T_{2t}/T_{ref}$ e $\delta_2 = p_{2t}/p_{ref}$.

Nella figura 2.3 è possibile osservare il posizionamento del punto di equilibrio sulla mappa del compressore nelle condizioni di progetto.

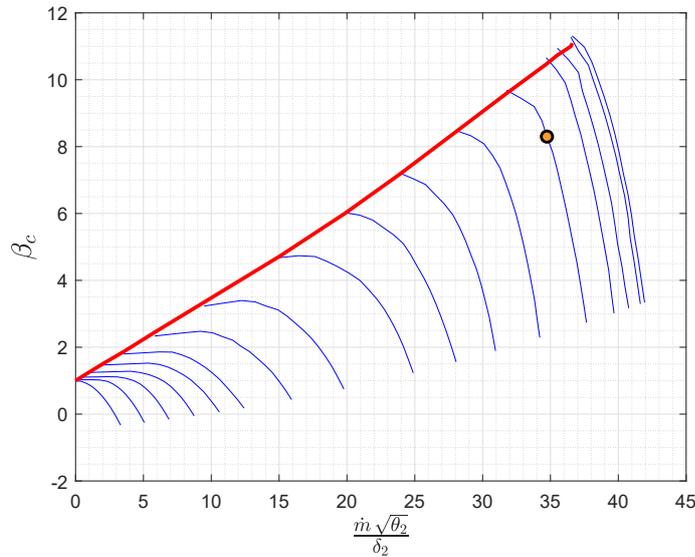


Figura 2.3: Punto di progetto sulla mappa del compressore

2.2.3 Combustore

Durante questa fase si ha una reazione di combustione tra aria e combustibile, la quale eleva la temperatura della miscela al valore espresso dai parametri di progetto come T_{4t} , detta anche temperatura di ingresso turbina (*Turbine Inlet Temperature* - *TIT*). Questo valore lo si raggiunge attraverso un'opportuna portata in massa di combustibile, \dot{m}_b , la quale è definita attraverso il seguente rapporto:

$$f = \frac{\dot{m}_b}{\dot{m}}$$

Tale rapporto può essere esplicitato considerando che la potenza fornita chimicamente è uguale alla differenza di potenze che possiede il fluido tra l'uscita e l'ingresso della camera di combustione.

$$\eta_b H_i \dot{m}_b = (\dot{m} + \dot{m}_b) c'_p (T_{4t} - T_{3t})$$

Dividendo ambo i lati dell'espressione per la portata d'aria che attraversa il motore si ottiene un'espressione esplicita del valore di f .

$$f = \frac{c'_p (T_{4t} - T_{3t})}{\eta_b H_i - c'_p (T_{4t} - T_{3t})} = 0.0206$$

Da questa è possibile ottenere il valore della portata di combustibile necessaria:

$$\dot{m}_b = \dot{m} f = 0.41 \frac{kg}{s}$$

In uscita da tale componente motore è possibile misurare i seguenti valori di temperatura totale e pressione totale:

$$T_{4t} = 1260 \text{ K}$$

$$p_{4t} = 463257.49 \text{ Pa}$$

2.2.4 Turbina

Attraverso questo componente è sviluppata la potenza necessaria per mantenere correttamente in funzionamento il compressore. Tale potenza è ricavata direttamente dal fluido in uscita dalla camera di combustione che provvede ad effettuare un lavoro sulle parti mobili della turbina.

Complessivamente il fluido subirà una riduzione della propria temperatura totale e della propria pressione totale, entrambe dipendenti dal rapporto di espansione da cui è governato il componente.

Il valore del rapporto di espansione è possibile ricavarlo attraverso il bilancio di potenza all'albero, ovvero la potenza sviluppata dalla turbina deve uguagliare la potenza necessaria al compressore a monte ($P_c = P_t$).

$$\frac{\dot{m}}{\eta_{mc}} c_p (T_{3t} - T_{2t}) = (\dot{m} + \dot{m}_b) \eta_{mt} \eta_t c'_p T_{4t} \left(1 - \frac{1}{\beta_t^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}} \right)$$

Da questa è possibile esplicitare il rapporto di espansione, ottenendo:

$$\beta_t = \left[1 - \frac{c_p (T_{3t} - T_{2t})}{c'_p \eta_{mc} \eta_{mt} \eta_t (1 + f) T_{4t}} \right]^{-\frac{\gamma'}{\gamma'-1}} = 2.61$$

Dal rapporto di espansione è possibile determinare i valori della temperatura totale e della pressione totale in uscita dal componente.

$$T_{5t} = \left[1 - \eta_t \left(1 - \frac{1}{\beta_t^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}} \right) \right] T_{4t} = 1024.55 \text{ K}$$

$$p_{5t} = \frac{p_{4t}}{\beta_t} = 177453.73 \text{ Pa}$$

Per calcolare la portata corretta, attraverso la turbina, è necessario considerare anche la portata di combustibile, la quale è tenuta in conto attraverso il parametro f .

$$\frac{\dot{m} (1 + f) \sqrt{\theta_4}}{\delta_4} = 9.29 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

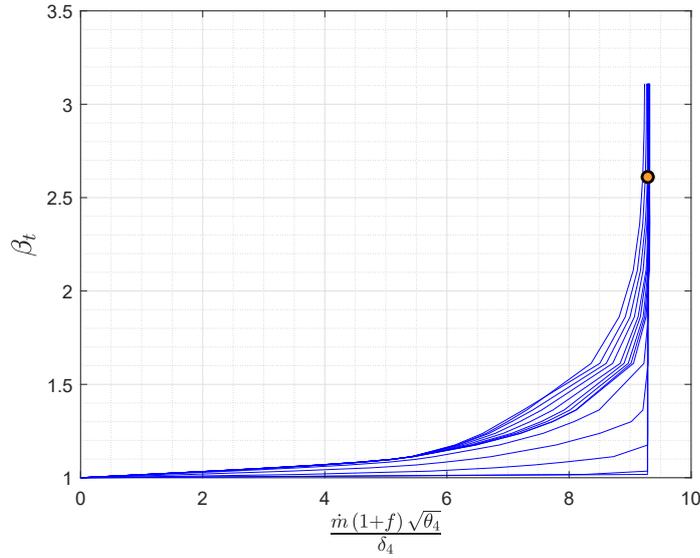


Figura 2.4: Punto di progetto sulla mappa della turbina

nella quale $\theta_4 = T_{4t}/T_{ref}$ e $\delta_4 = p_{4t}/p_{ref}$. Tale valore di portata corretta permette, insieme al rapporto di espansione del componente, di posizionare il punto di funzionamento sulla mappa della turbina (figura 2.4).

2.2.5 Postcombustore

Il postcombustore permette di elevare la temperatura del flusso in uscita dalla turbina grazie alla presenza di ossigeno in esso. Tale fenomeno è possibile per via degli elevati rapporti ossidante/combustibile che si hanno in camera di combustione, determinando una miscela ricca di ossigeno. Generalmente una volta acceso il postcombustore è necessario valutare che non sia superato il valore del rapporto combustibile/ossidante stechiometrico, affinché non venga sprecato del carburante.

$$f_{ab} \leq f_{st} - f \quad (2.3)$$

Nella precedente, f_{st} corrisponde al rapporto combustibile/ossidante stechiometrico che, per i carburanti adottati, assume il valore qui riportato:

$$f_{st} = \frac{1}{\alpha_{st}} \simeq \frac{1}{14}$$

Per il propulsore in esame si ottiene:

$$f_{ab} = \frac{c'_p(T_{7t} - T_{5t})}{\eta_b H_i - c'_p(T_{7t} - T_{5t})} = 0.02097 < 0.05083$$

Utilizzando la seguente portata di combustibile:

$$\dot{m}_{b_{ab}} = 0.417 \frac{kg}{s}$$

L'accensione del postcombustore, ovviamente, viene effettuata nelle condizioni di massima temperatura raggiungibile in camera di combustione, $T_{4t_{max}}$, per aumentare la spinta ottenibile dal propulsore. È facilmente intuibile che l'attivazione di tale componente aumenta notevolmente il consumo di combustibile.

All'uscita del postcombustore si osserva un aumento della temperatura totale, definita dai parametri di progetto, ed è possibile assistere ad una riduzione delle pressione totale nel caso il coefficiente di perdita, attraverso tale componente, abbia un valore inferiore all'unità. Per il motore considerato, in uscita, si ottengono i seguenti valori di temperatura totale e pressione totale:

$$T_{7t} = 1700 K$$

$$p_{7t} = \varepsilon_{ab} p_{5t} = 177453.73 Pa$$

2.2.6 Ugello

Nell'ugello il flusso espande determinando globalmente una riduzione della temperatura e della pressione.

L'ugello può trovarsi ad operare, in base alla portata corretta che lo attraversa, in condizioni di funzionamento critiche o subcritiche. In particolare, deve sempre essere rispettata la condizione secondo la quale:

$$\frac{\dot{m}(1+f)\sqrt{T_{7t}}}{p_{7t}} \leq \left(\frac{\dot{m}(1+f)\sqrt{T_{7t}}}{p_{7t}} \right)_{crit.}$$

In questa, se il postcombustore non è in funzione $T_{7t} = T_{5t}$.

Conoscendo la pressione totale del flusso in uscita dell'ugello ($p_{9t} = p_{7t}$) e conoscendo la pressione ambientale ($p_9 = p_0$) è possibile valutare se questo lavora in condizioni di funzionamento critiche o meno. Per avere l'ugello critico è necessario che, attraverso esso, vi sia un rapporto tra pressioni, totale e statica, superiore al valore critico:

$$\frac{p_{9t}}{p_9} \geq \left(\frac{\gamma' + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma'}{\gamma' - 1}} \quad (2.4)$$

ed in questo caso il Mach di uscita assume valore unitario ($M_9 = 1$), mentre per la pressione di uscita si ha:

$$p_9 = \frac{p_{9t}}{\left(\frac{\gamma' + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma'}{\gamma' - 1}}}$$

Se, invece, la (2.4) non è rispettata il Mach si calcola come segue:

$$M_9 = \sqrt{\frac{2}{\gamma' - 1} \left[\left(\frac{p_{9t}}{p_9} \right)^{\frac{\gamma' - 1}{\gamma'}} - 1 \right]} \quad (2.5)$$

con la pressione di uscita uguale a quella di ingresso, $p_9 = p_0$ (caso di ugello adattato). Nel caso considerato l'ugello risulta critico e la pressione di uscita assume il seguente valore:

$$p_9 = 95889.61 \text{ Pa}$$

Attraverso tale valore è possibile calcolare il rapporto di espansione dell'ugello:

$$\beta_n = \frac{p_{9t}}{p_9} = 1.85$$

D'ora in avanti verranno considerate due condizioni, quella nella quale il postcombustore risulta essere spento e quella nella quale il postcombustore risulta essere acceso, quest'ultima caratterizzata dal pedice (ab).

Se il postcombustore non è attivo, la temperatura totale del flusso in uscita all'ugello assume il seguente valore:

$$T_{9t} = T_{5t} = 1024.55 \text{ K}$$

Diversamente, se il componente è attivo si ha:

$$T_{9t_{ab}} = T_{7t} = 1700 \text{ K}$$

Conoscendo il valore del numero di Mach in uscita si calcola la temperatura assunta dal flusso nei due casi:

$$T_9 = \frac{T_{9t}}{\left(\frac{\gamma' + 1}{2} \right)} = 879.44 \text{ K}$$

$$T_{9_{ab}} = \frac{T_{9t_{ab}}}{\left(\frac{\gamma' + 1}{2} \right)} = 1459.23 \text{ K}$$

Attraverso il valore della pressione e della temperatura di uscita è possibile calcolare, mediante l'utilizzo della legge dei gas perfetti, il valore della densità del fluido a valle dell'ugello.

$$\rho_9 = \frac{p_9}{R' T_9} = 0.37 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$\rho_{9_{ab}} = \frac{p_9}{R' T_{9_{ab}}} = 0.22 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

Tramite la temperatura ed il Mach di uscita, invece, può essere calcolata la velocità del flusso in uscita:

$$V_9 = M_9 \sqrt{\gamma' R' T_9} = 586.19 \frac{m}{s}$$

$$V_{9_{ab}} = M_9 \sqrt{\gamma' R' T_{9_{ab}}} = 755.08 \frac{m}{s}$$

Essendo, all'uscita, la portata del flusso pari alla somma tra la portata in massa d'aria di ingresso motore e la portata in massa di combustibile, si può facilmente ottenere l'area della sezione di uscita del motore in entrambe le condizioni.

$$A_9 = \frac{\dot{m} + \dot{m}_b}{\rho_9 V_9} = 0.09335 m^2$$

$$A_{9_{ab}} = \frac{\dot{m} + \dot{m}_b + \dot{m}_{b_{ab}}}{\rho_{9_{ab}} V_{9_{ab}}} = 0.12272 m^2$$

Infine, la portata corretta che entra nell'insieme costituito da postcombustore e ugello assume il seguente valore:

$$\frac{\dot{m} (1 + f) \sqrt{\theta_5}}{\delta_5} = 21.87 \frac{kg}{s}$$

nella quale $\theta_5 = T_{5t}/T_{ref}$ e $\delta_5 = p_{5t}/p_{ref}$, definendo il punto di progetto sulla mappa dell'ugello di figura 2.5.

2.2.7 Caratteristiche del propulsore

Attraverso i parametri ricavati nelle sezioni precedenti si ottengono i valori di spinta nei due casi di postcombustore spento ed acceso.

$$S = (\dot{m} + \dot{m}_b) V_9 + (p_9 - p_0) A_9 - \dot{m} U = 12.67 kN$$

$$S_{ab} = (\dot{m} + \dot{m}_b + \dot{m}_{b_{ab}}) V_{9_{ab}} + (p_9 - p_0) A_{9_{ab}} - \dot{m} U = 18.03 kN$$

Nelle ultime due espressioni con U è stata indicata la velocità di volo, la quale è calcolabile attraverso il numero di Mach e la temperatura statica a monte del motore.

$$U = M_0 \sqrt{\gamma R T_0} = 218.52 \frac{m}{s}$$

L'accensione del postcombustore determina un notevole incremento della spinta, questo può essere valutato mediante il rapporto delle due spinte calcolate:

$$\frac{S_{ab}}{S} \simeq 1.45$$

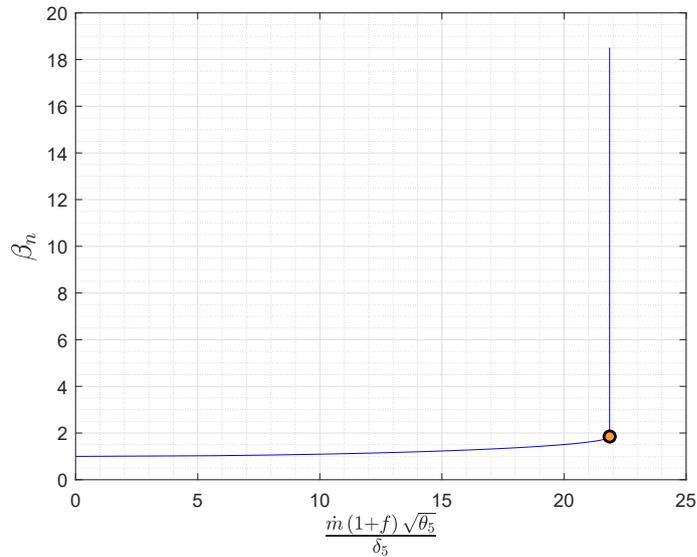


Figura 2.5: Punto di progetto sulla mappa dell'ugello

Da esso si osserva un aumento della spinta, con postcombustore attivo, di circa il 45%.

Nei due casi viene calcolato anche il consumo specifico della spinta, attraverso il quale si nota l'aumento del consumo di carburante rispetto alla spinta ottenuta.

$$TSFC = \frac{\dot{m}_b}{S} = 0.32348 \times 10^{-04} \frac{kg}{Ns}$$

$$TSFC_{ab} = \frac{\dot{m}_b + \dot{m}_{bab}}{S_{ab}} = 0.45885 \times 10^{-04} \frac{kg}{Ns}$$

2.3 Studio fuori progetto

Considerando il Mach di volo uguale alla situazione di progetto, la manetta che viene utilizzata, per lo studio del funzionamento del propulsore in condizioni di fuori progetto, è data dal rapporto tra la temperatura totale in ingresso alla turbina e la stessa temperatura in condizioni di progetto, qui definita:

$$\tau = \frac{T_{4t}}{T_{4t}^*} \quad (2.6)$$

nella quale con l'apice (*) sono indicate le condizioni di progetto.

Lo studio delle condizioni di funzionamento fuori progetto viene effettuato per

determinare i punti di equilibrio al quale si pone ad operare il motore variando uno dei propri parametri di controllo.

Facendo variare la manetta (2.6) dal proprio valore di progetto, che nel caso in esame corrisponde alle condizioni di spinta massima, fino al valore che determina la condizione di IDLE, ossia la condizione nel quale il motore gira al minimo, è possibile ricavare tutti i suddetti punti.

Affinché sia possibile che la manetta si muova tra i parametri citati è necessario conoscere il valore della spinta che determina la condizione di IDLE. Tale valore per convenzione è definito come il 5% della spinta massima, che per la variante del J85 scelta assume il seguente valore:

$$S_{IDLE} = 0.05 S_{max} = 633.78 N$$

Attraverso tale valore è possibile conoscere a quale manetta fermare l'iterazione del codice FORTRAN77, ricavando così tutti i possibili punti di funzionamento al quale può portarsi il motore.

La determinazione di tutti i possibili punti di funzionamento, oltre alla condizione di progetto, è garantita dalle condizioni di equilibrio: queste devono essere rispettate per ogni valore di manetta.

Il rispetto delle condizioni di equilibrio fornisce così un solo possibile punto di funzionamento al quale opera qualsiasi componente del motore una volta variata la manetta.

L'equilibrio, per un propulsore turbogetto monoalbero, è garantito mediante l'annullamento simultaneo di tre equazioni. Queste definiscono il bilancio di potenza all'albero, il bilancio tra la portata corretta che attraversa la turbina e quella che passa per il compressore e lo stesso bilancio valutato tra la turbina e l'ugello.

2.3.1 Equazioni di equilibrio

Come anticipato nella sezione precedente è necessario rispettare simultaneamente le tre equazioni di equilibrio per scovare i possibili punti di funzionamento del motore.

Il bilancio della potenza all'albero è fondamentale in quanto, per un propulsore turbogetto monoalbero, la potenza sviluppata dalla turbina deve perfettamente eguagliare quella necessaria al funzionamento del compressore al netto delle perdite meccaniche presenti sull'albero. Tale condizione può essere semplicemente espressa come segue:

$$P_t = P_c$$

ed esplicitando le potenze si ottiene la prima delle equazioni di equilibrio:

$$\boxed{\dot{m} (1 + f) c_p' \eta_{mt} (T_{4t} - T_{5t}) = \frac{\dot{m}}{\eta_{mc}} c_p (T_{3t} - T_{2t})} \quad (2.7)$$

Importante è garantire il bilancio di portata corretta tra la turbina ed il compressore (*matching* dei componenti). Quanto affermato è ottenuto se verificata la seguente condizione:

$$\boxed{\frac{\dot{m} (1 + f) \sqrt{T_{4t}}}{p_{4t}} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_{2t}}}{p_{2t}} \frac{p_{2t}}{p_{4t}} \sqrt{\frac{T_{4t}}{T_{2t}}} (1 + f)} \quad (2.8)$$

Infine, affinché l'ugello sia legato al motore è necessario che vi sia il bilancio anche tra la portata corretta che attraversa la turbina e la portata corretta che attraversa l'ultimo componente.

$$\boxed{\frac{\dot{m} (1 + f) \sqrt{T_{5t}}}{p_{5t}} = \frac{\dot{m} (1 + f) \sqrt{T_{4t}}}{p_{4t}} \frac{p_{4t}}{p_{5t}} \sqrt{\frac{T_{5t}}{T_{4t}}}} \quad (2.9)$$

2.3.2 Variabili utilizzate

Avendo definito in partenza il numero di Mach di volo bloccato, dunque variando l'unico parametro di controllo definito dalla (2.6), è possibile ricavare, risolvendo simultaneamente la (2.7), la (2.8) e la (2.9), tutti i parametri del motore in condizioni di funzionamento fuori progetto.

Dato che si dispone di tre equazioni di equilibrio, affinché sia possibile identificare una soluzione per il sistema è necessario avere a disposizione almeno tre variabili. La scelta delle variabili da utilizzare dipende dalla tipologia di mappe dei componenti a disposizione.

In base alle mappe disponibili per lo svolgimento di tale lavoro di tesi, sono state identificate le seguenti variabili per il completamento dello studio:

- Rapporto di compressione: β_c ;
- Rapporto di espansione: β_t ;
- Percentuale del numero di giri corretti dal lato del compressore: $\%N_{c_{corr}}$.

Queste, attraverso il metodo numerico che sarà esposto nella sezione successiva, verranno calcolate per ogni valore della manetta (2.6).

2.3.3 Metodo di calcolo delle variabili

D'ora in avanti con \bar{X} sarà indicato il vettore delle variabili così composto:

$$\bar{X} = \{\beta_c, \beta_t, \%N_{c_{corr}}\}^T \quad (2.10)$$

La determinazione di tale vettore è possibile grazie all'uso di un opportuno metodo numerico. Il metodo numerico utilizzato in questo lavoro di tesi, come già esposto nel capitolo precedente, è quello di Newton-Raphson.

Esso permette di ricavare il vettore delle variabili risolvendo simultaneamente le equazioni (2.7), (2.8) e (2.9). In particolare, viene definito un vettore funzioni, $\vec{F}(\bar{X})$, il quale ingloba le tre equazioni di equilibrio e così costituito:

$$\vec{F}(\bar{X}) = \begin{Bmatrix} f_1(\bar{X}) \\ f_2(\bar{X}) \\ f_3(\bar{X}) \end{Bmatrix} \quad (2.11)$$

in esso:

$$f_1(\bar{X}) = \dot{m} (1 + f) c'_p \eta_{mt} (T_{4t} - T_{5t}) - \frac{\dot{m}}{\eta_{mc}} c_p (T_{3t} - T_{2t}) \quad (2.12)$$

$$f_2(\bar{X}) = \frac{\dot{m} (1 + f) \sqrt{T_{4t}}}{p_{4t}} - \frac{\dot{m} \sqrt{T_{2t}}}{p_{2t}} \frac{p_{2t}}{p_{4t}} \sqrt{\frac{T_{4t}}{T_{2t}}} (1 + f) \quad (2.13)$$

$$f_3(\bar{X}) = \frac{\dot{m} (1 + f) \sqrt{T_{5t}}}{p_{5t}} - \frac{\dot{m} (1 + f) \sqrt{T_{4t}}}{p_{4t}} \frac{p_{4t}}{p_{5t}} \sqrt{\frac{T_{5t}}{T_{4t}}} \quad (2.14)$$

Il metodo di Newton-Raphson permette, conoscendo il valore del vettore delle variabili e del vettore delle funzioni del passo di iterazione precedente, indicati con il pedice (0), di ottenere i vettori (2.10) e (2.11) del passo di iterazione attuale. Alla prima iterazione, dunque, il vettore delle variabili coinciderà con i valori assunti nella condizione di progetto:

$$\bar{X}_0 = \{\beta_c^*, \beta_t^*, \%N_{c_{corr}}^*\}^T = \{8.3, 2.61, 1.0\}^T$$

E, dato che a progetto l'equilibrio è globalmente rispettato, il vettore delle funzioni in partenza sarà costituito da termini nulli.

$$\vec{F}_0(\bar{X}_0) = \{0, 0, 0\}^T$$

Il vettore delle variabili, durante il passo di iterazione attuale, attraverso il metodo di Newton-Raphson, è possibile calcolarlo rispettando la seguente condizione:

$$\boxed{\vec{F}(\bar{X}) = \vec{F}_0(\bar{X}_0) + \left[\frac{\partial F}{\partial X} \right] (\bar{X} - \bar{X}_0) = \vec{0}} \quad (2.15)$$

Nella (2.15) appare la matrice delle derivate, questa può essere ottenuta incrementando di un piccolo valore, ε , ogni elemento del vettore delle variabili e calcolando il ciclo del motore con tale variazione. Alla fine di ogni ciclo sarà possibile valutare il vettore delle funzioni assunto ad ogni incremento ε calcolando ogni elemento della matrice come segue:

$$\frac{\partial F_{i,j}}{\partial X_j} = \frac{F_{i,j} - F_{0i,j}}{X_j - X_{0j}} = \frac{F_{i,j} - F_{0i,j}}{\varepsilon X_{0j}}$$

In base a quanto esposto, la matrice delle derivate avrà, per un propulsore turbogetto monoalbero, la seguente forma:

$$\left[\frac{\partial F}{\partial X} \right] = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial \beta_c} & \frac{\partial f_1}{\partial \beta_t} & \frac{\partial f_1}{\partial \%N_{c_{corr}}} \\ \frac{\partial f_2}{\partial \beta_c} & \frac{\partial f_2}{\partial \beta_t} & \frac{\partial f_2}{\partial \%N_{c_{corr}}} \\ \frac{\partial f_3}{\partial \beta_c} & \frac{\partial f_3}{\partial \beta_t} & \frac{\partial f_3}{\partial \%N_{c_{corr}}} \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

Conoscendo la forma di tutti i parametri che compaiono nel metodo di Newton-Raphson è possibile riscrivere la (2.15) in un'espressione più conosciuta:

$$\boxed{[A] \bar{X} = \vec{B}} \quad (2.17)$$

dove $[A]$ è una matrice quadrata di dimensioni 3×3 e coincide con la matrice delle derivate, mentre \vec{B} è un vettore di dimensioni 3×1 i cui valori sono dettati dalla seguente:

$$\vec{B} = \left[\frac{\partial F}{\partial X} \right] \cdot \bar{X}_0 - \vec{F}_0 \quad (2.18)$$

Una volta calcolato il vettore delle variabili, questo viene confrontato con il vettore di partenza valutandone il residuo. Se il residuo assume un valore troppo alto si procede per via iterativa, ossia il vettore ottenuto viene sostituito al vettore di partenza e si ricalcola il tutto.

Tipicamente il residuo viene valutato attraverso il confronto delle norme dei due vettori. Dato che gli ordini di grandezza, per ogni singola componente del vettore, potrebbero essere differenti, ogni elemento di questo viene rapportato al proprio valore di progetto.

In particolare, i vettori che vengono confrontati hanno le seguenti componenti:

$$\bar{R}_0 = \left\{ \frac{\beta_{c0}}{\beta_c^*}, \frac{\beta_{t0}}{\beta_t^*}, \%N_{c_{corr0}} \right\}^T$$

$$\bar{R} = \left\{ \frac{\beta_c}{\beta_c^*}, \frac{\beta_t}{\beta_t^*}, \%N_{c_{corr}} \right\}^T$$

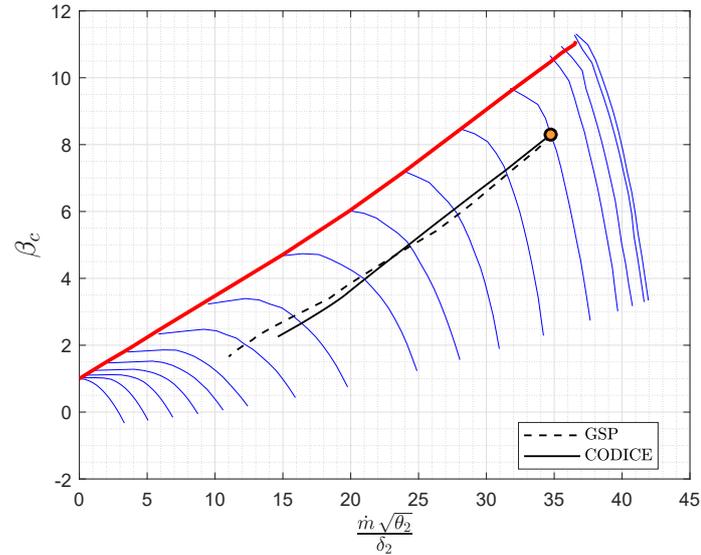


Figura 2.6: Linea di funzionamento sulla mappa del compressore

In questi, il numero di giri corretto percentuale non viene rapportato al rispettivo di progetto in quanto si trova già relazionato ad esso.

Il residuo, in base ai vettori appena definiti, assume la forma qui riportata:

$$RES = \frac{\|\bar{R}\| - \|\bar{R}_0\|}{\|\bar{R}_0\|} \quad (2.19)$$

Quando questi assume un valore inferiore a 10^{-15} il programma passa all'iterazione successiva. Per il calcolo della matrice delle derivate è stato utilizzato per ε un valore di 10^{-14} .

2.3.4 Comportamento del compressore

Riducendo la manetta (2.6) è facile ipotizzare che si ha una riduzione del rapporto di compressione. Tale riduzione è dovuta alla conseguente riduzione di tutte le temperature del motore.

Nella figura 2.6 è possibile visualizzare tutti i possibili punti di equilibrio del compressore durante il funzionamento del motore. In particolare, si può osservare come fino ad un certo valore della portata corretta l'andamento del rapporto di compressione è lineare, dovuto al fatto che la turbina risulta essere bloccata. In questa situazione attraverso la turbina risultano costanti il rapporto di espansione

e la portata corretta.

Quando la turbina si sblocca, la linea di funzionamento inizia ad incurvarsi e si avvicina verso la zona del pompaggio.

In generale, il rapporto di compressione è legato alla portata corretta attraverso la relazione di bilancio della portata corretta che attraversa il compressore e la turbina.

$$\frac{\dot{m} \sqrt{T_{2t}}}{p_{2t}} = \frac{\dot{m} (1+f) \sqrt{T_{4t}}}{p_{4t}} \frac{p_{4t}}{p_{2t}} \sqrt{\frac{T_{2t}}{T_{4t}}} \frac{1}{(1+f)}$$

Da questa equazione può essere esplicitato il rapporto di compressione come segue:

$$\frac{\dot{m} \sqrt{T_{2t}}}{p_{2t}} = \frac{\dot{m} (1+f) \sqrt{T_{4t}}}{p_{4t}} \varepsilon_b \beta_c \sqrt{\frac{T_{2t}}{T_{4t}^*}} \frac{1}{\tau} \frac{1}{(1+f)}$$

Se la turbina risulta essere bloccata, allora il rapporto di compressione è proporzionale ai seguenti parametri:

$$\beta_c \propto \frac{\dot{m} \sqrt{T_{2t}}}{p_{2t}} (1+f) \sqrt{\frac{1}{\tau}}$$

Tale proporzionalità spiega l'andamento quasi lineare del rapporto di compressione quando la turbina risulta essere bloccata.

Confrontando la curva ottenuta con quella risultante da GSP si nota una piccola differenza tra le due, tale differenza è dovuta essenzialmente al fatto che il programma in questione tiene in conto che il calore specifico a pressione costante, c_p , cambia al variare della temperatura, mentre nello studio in questione sono stati scelti due valori costanti, uno per il gas costituito di sola aria ed un altro che tiene in conto dei gas combusti in seguito al passaggio del flusso in camera di combustione.

2.3.5 Comportamento della turbina

Come definito in precedenza, la turbina è legata al compressore e, attraverso il lavoro compiuto dal fluido sulle palette di quest'ultima, permette di ricavare la potenza necessaria all'albero affinché sia fornita la compressione adeguata al fluido in ingresso al motore.

Il comportamento della turbina, durante il funzionamento del propulsore, è visibile nella figura 2.7. In essa è possibile osservare come, nella maggior parte del campo di funzionamento, la turbina si trova a lavorare in condizioni bloccate. Durante questa fase, la portata corretta e il rapporto di espansione attraverso essa restano costanti.

Una volta che la turbina si sblocca è possibile osservare come il rapporto di espansione decresce, ma la portata corretta non varia notevolmente, in virtù del fatto

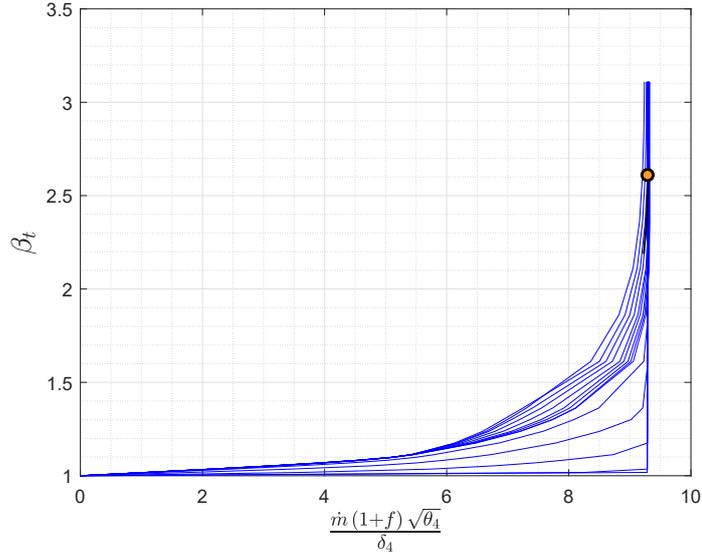


Figura 2.7: Linea di funzionamento sulla mappa della turbina

che le linee di funzionamento della mappa della turbina hanno una pendenza molto accentuata.

2.3.6 Attivazione del postcombustore

La presenza del postcombustore non altera i parametri a monte del motore. In particolare tale componente viene attivato una volta che il gruppo *gas generator* a monte ha raggiunto le condizioni di funzionamento di massima spinta.

I propulsori aeronautici, dunque, sono progettati secondo il principio che l'accensione del postcombustore non determini la variazione di alcun parametro a monte del motore. Per far sì che ciò sia perseguito è necessario che la portata corretta alla stazione 5, ingresso dell'insieme postcombustore ed ugello, rimanga costante durante il funzionamento di questo componente.

Affinché resti costante la portata corretta che attraversa l'ugello è necessario che questo vari la propria area di gola. In particolare, indicando con 8 la stazione corrispondente all'area di gola, deve sempre essere rispettata la seguente condizione:

$$\frac{\dot{m}(1+f)\sqrt{T_5}}{p_5} = \left| \frac{\dot{m}(1+f+f_{ab})\sqrt{T_{8t}}}{p_{8t}A_8} \right|_{ab-off} \frac{1+f}{1+f+f_{ab}} \sqrt{\frac{T_{5t}}{T_{8t}}} \frac{p_8}{p_5} A_8$$

dove il pedice (*ab-off*) indica che la portata corretta in questione è calcolata in condizioni di postcombustore non attivo.

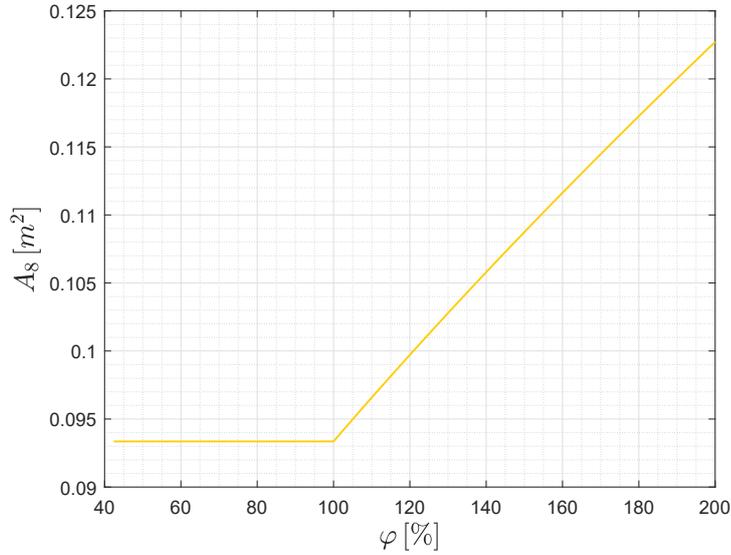


Figura 2.8: Variazione della sezione di gola dell'ugello

Quando il postcombustore non risulta essere attivo si ha:

$$f_{ab} = 0 \quad T_{8t} = T_{7t} = T_{5t}$$

Attraverso l'assunzione che l'ugello è semplicemente convergente, l'area di gola viene definita pari all'area di uscita nelle condizioni di progetto, $A_8 = A_9^*$.

Quando, invece, il componente viene acceso:

$$T_{8t} = T_{7t}$$

In ogni caso, si ha comunque:

$$p_{8t} = p_{7t} = \varepsilon_{ab} p_{5t}$$

Per consentire l'attivazione del postcombustore, la manetta (2.6), utilizzata per il calcolo delle condizioni di funzionamento di fuori progetto, è necessario che sia prolungata come segue:

$$\varphi = \frac{T_{4t}}{T_{4t}^*} + \frac{T_{7t} - T_{5t}^*}{T_{7t}^* - T_{5t}^*} = \tau + \frac{T_{7t} - T_{5t}^*}{T_{7t}^* - T_{5t}^*} \quad (2.20)$$

In questo modo, quando $\varphi > 1$ il postcombustore risulta essere acceso.

Nella figura 2.8 è possibile notare come l'accezione del postcombustore deve essere accompagnata da un incremento dell'area di gola dell'ugello.

2.3.7 Variazione dei parametri fondamentali al variare della manetta

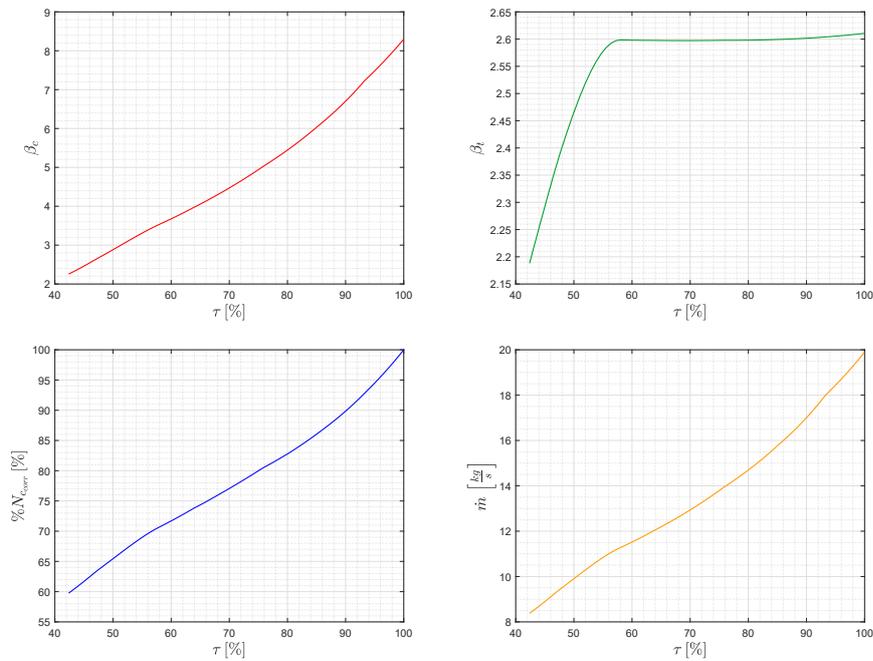


Figura 2.9: Variazione parametri al variare della manetta

Nelle figure (2.9) è possibile osservare come, al variare della manetta, vengono modificati i parametri fondamentali del turbogetto.

È facile verificare come l'aumento della manetta determini l'aumento di tutti i parametri. Un'osservazione degna di nota è legata alla turbina, nella quale, oltre un certo valore della manetta, il proprio rapporto di espansione non aumenta, bensì si mantiene costante. Questo andamento è dovuto al fatto che il componente successivo, cioè l'ugello, risulta essere critico: in gola viene raggiunta la condizione di numero di Mach unitario.

Se il componente di valle diviene critico, quello di monte risulta essere bloccato, caratterizzato, quindi, nel caso della turbina da una portata corretta e un rapporto di espansione che si mantengono costanti.

2.3.8 Variazione delle prestazioni del propulsore al variare della manetta

L'aumento della manetta definita dalla (2.20) comporta, come ipotizzabile, un aumento della spinta. Dalla figura 2.10 è possibile visualizzare un aumento lineare con la manetta una volta attivato il postcombustore ($\varphi > 100\%$).

Se da un lato si ha un notevole incremento della spinta, con l'attivazione del postcombustore, dall'altro si attesta un consumo non indifferente di combustibile che comporta un aumento del consumo specifico della spinta all'aumentare della manetta.

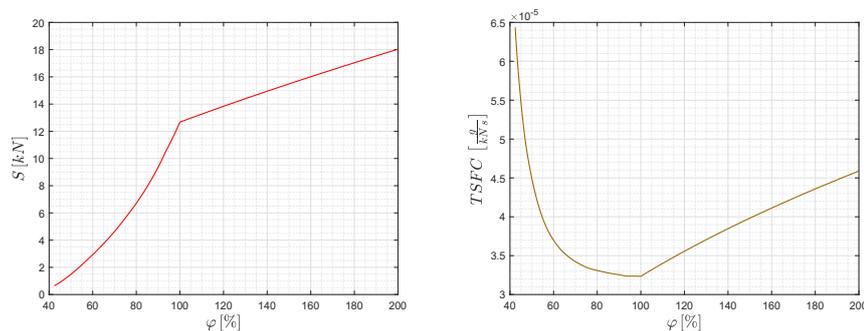


Figura 2.10: Variazione delle prestazioni al variare della manetta

2.3.9 Comportamento alla variazione del Mach di ingresso

I calcoli svolti nei paragrafi precedenti sono stati effettuati considerando le condizioni di ingresso motore uguali a quelle di progetto. È possibile visualizzare, però, quello che accade alla linea di funzionamento del compressore al variare del numero di Mach del flusso d'aria che entra nel propulsore.

L'aumento del Mach in ingresso determina un aumento della compressione dinamica, il che significa che l'aria che entra sarà caratterizzata da una pressione totale superiore rispetto al caso di progetto.

In particolare, la pressione totale del flusso in ingresso è definita secondo la seguente espressione:

$$p_{0t} = p_0 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

Dalla figura 2.11 si può notare come, in tutti i casi, la linea di funzionamento coincide con quella calcolata considerando il Mach di volo uguale a quello di progetto se l'ugello risulta essere in condizioni 'choked', ossia è critico, determinando l'indipendenza dal Mach di volo del motore in tale campo di funzionamento. Non

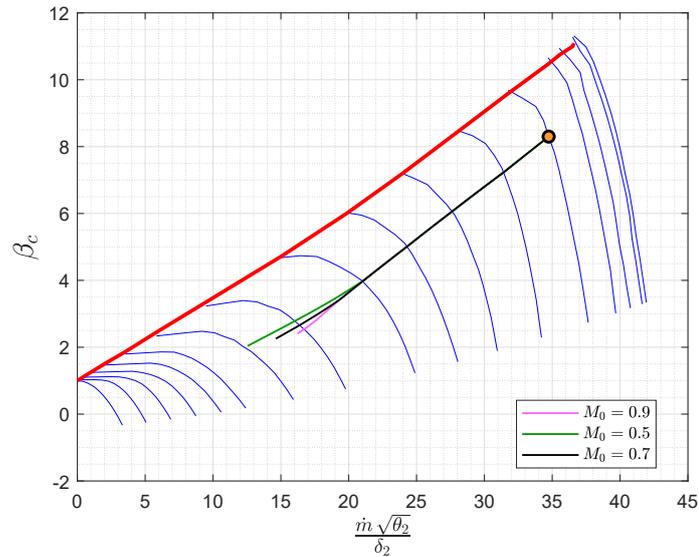


Figura 2.11: Influenza del Mach di ingresso sulla linea di funzionamento

appena questo componente inizia a lavorare in campo subcritico le linee si discostano rispetto alla condizione che prevede un Mach di volo coincidente con quello di progetto.

Quando l'ugello diventa subcritico la linea di funzionamento del compressore si sposta verso la linea del pompaggio se il Mach di ingresso è inferiore rispetto alla condizione di progetto, mentre si allontana da quest'ultima tanto più il Mach di volo è superiore a quello di progetto.

2.3.10 Comportamento alla variazione dell'area di gola dell'ugello

L'area di gola dell'ugello, A_8 , può essere aumentata o diminuita per vedere come influisce sulla linea di funzionamento. In figura 2.12 sono mostrati tre casi: uno in cui l'area resta uguale al valore ottenuto durante lo studio delle condizioni di progetto, uno in cui questo valore viene aumentato del 10% ed infine uno in cui si riduce del 20%.

Dalla figura 2.12 si nota come una aumento dell'area di gola dell'ugello corrisponde ad una decelerazione del motore, mentre la riduzione di questa è l'analogo di un'accelerazione. Inoltre, è ben visibile come nel caso l'area sia maggiore di quella di progetto l'ugello si sblocca per portate corrette inferiori rispetto all'analogo caso

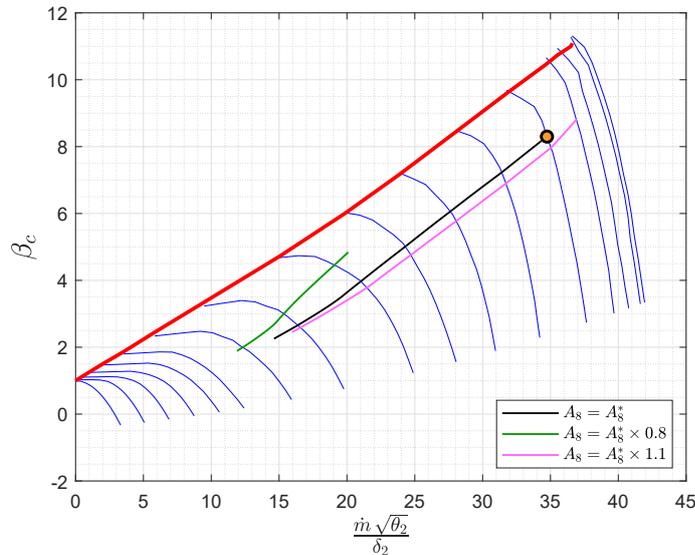


Figura 2.12: Influenza dell'area di gola dell'ugello sulla linea di funzionamento

di progetto, in modo differente se l'area è più piccola si assiste ad uno sblocco a portate corrette più basse.

2.4 Studio dei transitori

Durante una condizione operativa, il propulsore si sposta da un punto di funzionamento all'altro. Come descritto nella sezione precedente, un punto di funzionamento è caratterizzato dal rispetto simultaneo delle equazioni (2.7), (2.8) e (2.9) garantendo, in questo modo, l'equilibrio del motore.

Il passaggio da un punto di equilibrio all'altro, però, è possibile solamente dopo che sia trascorso un certo transitorio il quale dipende dalla dimensione delle inerzie degli organi rotanti del motore.

2.4.1 Dinamica dei rotori

L'aumento, o la riduzione, della manetta, φ (o τ), determina una variazione delle condizioni di operatività del motore. Tale modifica incide sul propulsore considerato facendone variare la temperatura di fine combustione, T_{4t} , e, all'occorrenza, se il valore di manetta supera l'unità si assiste ad una variazione della temperatura nella stazione 7 che corrisponde al postcombustore.

L'aumento, o la riduzione, delle temperature appena elencate, determina una modifica nel comportamento dei componenti successivi alle stazioni che corrispondono alle suddette temperature. Il disaccordo che viene a crearsi, quindi, tra i componenti del propulsore produce un momento non bilanciato, il quale viene integrato attraverso le relazioni della dinamica per trovare il nuovo punto di funzionamento. La dinamica dei rotori è costituita da variazioni di massa ed entalpia. Il cambio delle condizioni di operatività, dettato dalla manetta, produce un eccesso di potenza sull'albero che può essere rappresentato dalla seguente relazione:

$$P_t - P_c = \Delta P \quad (2.21)$$

Come già accennato, l'incremento di potenza dipende dalle inerzie collegate all'albero ed esso è caratterizzato da una variazione della velocità angolare.

$$\dot{\omega} = \frac{\Delta C}{I} \quad (2.22)$$

Nella (2.22) con $\dot{\omega}$ si è indicata l'accelerazione angolare misurata in rad/s^2 , mentre con ΔC è stata definita la variazione di coppia all'albero.

Affinché nella (2.22) compaia l'eccesso di potenza disponibile sull'albero è necessario moltiplicare il numeratore ed il denominatore alla velocità angolare, indicata successivamente con ω e misurata in rad/s .

$$\dot{\omega} = \frac{\omega \Delta C}{\omega I} = \frac{\Delta P}{\omega I}$$

Questa può essere riscritta in funzione del numero di giri semplicemente conoscendo il legame che accomuna le grandezze rpm e rad/s , ottenendo la seguente:

$$\frac{dN}{dt} = \left(\frac{30}{\pi}\right)^2 \frac{\Delta P}{NI} \quad (2.23)$$

Sostituendo la (2.23) nella (2.21) ed esplicitando le potenze di turbina e compressione si ottiene l'equazione che deve essere sempre bilanciata durante un transitorio.

$$\dot{m} (1 + f) c'_p \eta_{mt} (T_{4t} - T_{5t}) - \frac{\dot{m}}{\eta_{mc}} c_p (T_{3t} - T_{2t}) = \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 NI \frac{dN}{dt} \quad (2.24)$$

2.4.2 Metodo utilizzato per la risoluzione del transitorio

La risoluzione del transitorio viene effettuata attraverso la definizione di una certa legge di manetta, nei paragrafi successivi saranno visualizzate le risposte del propulsore a differenti input.

Quando la manetta viene mutata, rispetto ad una condizione di equilibrio, è utilizzato il metodo di Newton-Raphson per il calcolo della nuova condizione operativa, come è stato effettuato per il calcolo della serie dei punti di funzionamento in equilibrio nella sezione precedente.

In particolare, ora, per ogni istante temporale dovranno essere rispettate simultaneamente le tre equazioni che governano il funzionamento del turbogetto monoalbero, dove, a differenza dello studio fuori progetto, la prima equazione, che garantisce il bilancio di potenza all'albero, subisce una modifica e assume la seguente forma:

$$f_1(\bar{X}) = \dot{m} (1 + f) c_p' \eta_{mt} (T_{4t} - T_{5t}) - \frac{\dot{m}}{\eta_{mc}} c_p (T_{3t} - T_{2t}) - \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 N I \frac{dN}{dt} \quad (2.25)$$

L'equazione che garantisce il bilancio della portata corretta che attraversa il compressore e la turbina (2.8) e quella che determina il bilancio della portata corretta attraverso la turbina e l'ugello (2.9) restano invariate alle rispettive ottenute durante la determinazione dei punti di equilibrio in condizioni di funzionamento fuori progetto.

Durante l'istante temporale nel quale è calcolato l'equilibrio, indicando con l'apice k l'istante temporale attuale e con $k + 1$ quello successivo, il numero di giri che compare nella (2.25) viene calcolato come una media di quelli assunti tra i due intervalli di tempo:

$$N = \frac{N^{k+1} + N^k}{2}$$

Allo stesso modo, la derivata temporale del numero di giri è approssimata attraverso un modello del primo ordine.

$$\frac{dN}{dt} = \frac{N^{k+1} - N^k}{t^{k+1} - t^k}$$

Durante l'iterazione N^k , essendo conosciuto, resta fisso, mentre viene fatto variare continuamente N^{k+1} aggiornandolo al valore ottenuto dal vettore delle variabili (2.10) attraverso il metodo di Newton-Raphson.

Dato che nel vettore delle variabili è contenuta la percentuale del numero di giri corretto, il valore del numero di giri è calcolato come segue:

$$N = \%N_{c_{corr}} N^* \sqrt{\frac{T_{2t}}{T_{2t}^*}}$$

L'iterazione ad un dato istante di tempo termina quando il valore del residuo, calcolato come (2.19), diventa inferiore a 10^{-15} . Si passa così all'istante temporale successivo.

2.4.3 Risposta ad una manetta ad onda quadra

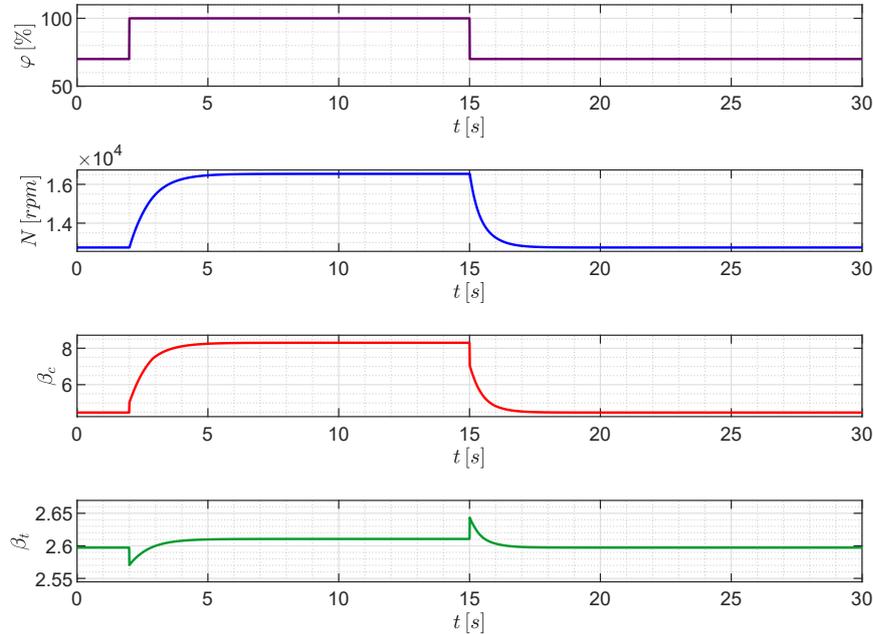


Figura 2.13: Variazione del numero di giri, del rapporto di compressione e del rapporto di espansione per una manetta ad onda quadra

La prima risposta che viene valutata è quella ottenuta fornendo in input una manetta che ha l'andamento ad onda quadra rappresentata nel primo grafico della figura 2.13 e così definita:

$$\begin{cases} \varphi = 70\% & \text{se } t \leq 2\text{ s} \\ \varphi = 100\% & \text{se } 2\text{ s} < t \leq 15\text{ s} \\ \varphi = 70\% & \text{se } t > 15\text{ s} \end{cases}$$

Il passo temporale utilizzato per studiare il comportamento del motore è di 0.01 s . In base alle dimensioni del momento di inerzia all'albero è possibile avere un transitorio più o meno lungo. In ogni caso, non è difficile ipotizzare che nel momento in cui la manetta varia si assiste ad una variazione del numero di giri e del rapporto di compressione. Tali variazioni è possibile osservarle nella figura 2.13. Il rapporto di espansione, invece, dopo un primo transitorio si mantiene all'incirca costante

per i valori di manetta studiati, segno che l'ugello lavora in condizioni critiche, quindi la turbina resta bloccata.

Dalla figura 2.13 si osserva che il transitorio si estingue come uno del primo ordine in un tempo inferiore a 3 s.

2.4.4 Risposta all'accensione del postcombustore

Interessante è valutare la risposta del propulsore all'accensione del postcombustore. L'attivazione di questo componente, come spiegato in precedenza, non deve incidere sul funzionamento dei componenti a monte del motore.

Affinché sia possibile quanto detto è necessario che una volta acceso il postcombustore vari l'area di gola dell'ugello in modo tale che la portata corretta disponibile nella stazione 5, stadio di ingresso del postcombustore, rimanga inalterata.

La manetta utilizzata per tale studio è sempre costituita da un'onda quadra, ma

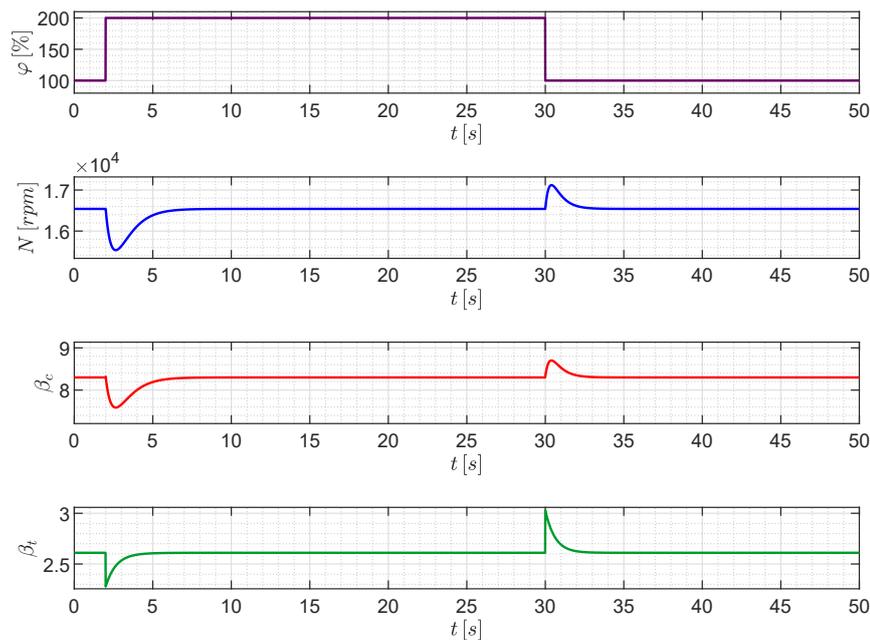


Figura 2.14: Variazione del numero di giri, del rapporto di compressione e del rapporto di espansione all'accensione del postcombustore

in questo caso eccede il valore del 100 % in modo da attivare il componente citato.

$$\begin{cases} \varphi = 100 \% & \text{se } t \leq 2 \text{ s} \\ \varphi = 200 \% & \text{se } 2 \text{ s} < t \leq 30 \text{ s} \\ \varphi = 100 \% & \text{se } t > 30 \text{ s} \end{cases}$$

Nella figura 2.14 si osserva che è confermato quanto ipotizzato in precedenza, in-

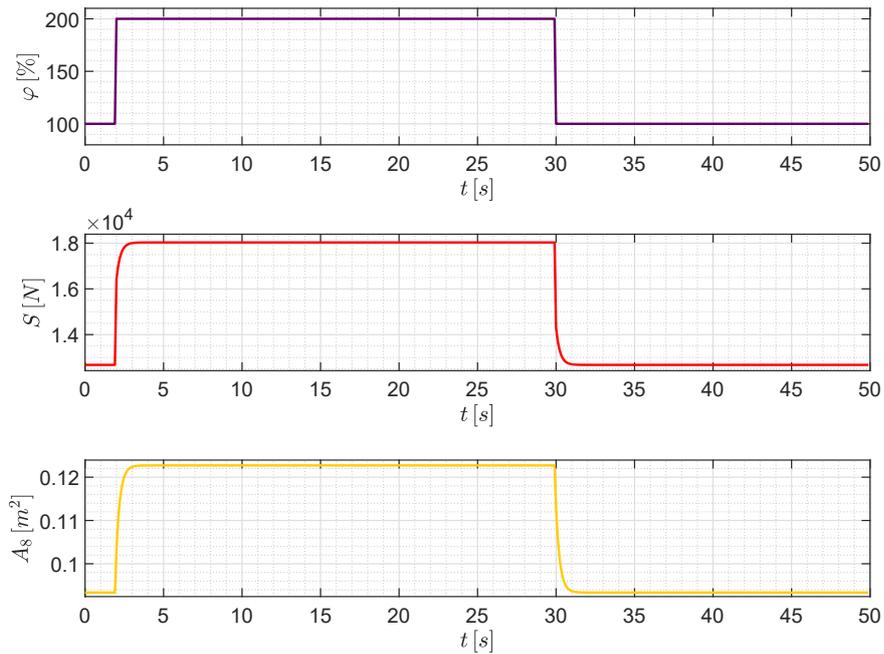


Figura 2.15: Variazione della spinta e dell'area con postcombustore

fatti, una volta acceso il postcombustore, i valori del numero di giri, del rapporto di compressione e del rapporto di espansione della turbina non differiscono, dopo un breve transitorio, rispetto a quelli calcolati nel paragrafo precedente e coincidono con i valori di progetto: condizione di massimo valore della temperatura in ingresso turbina.

Durante il transitorio si osserva una breve situazione in cui il numero di giri ed il rapporto di compressione variano leggermente dal proprio valore di progetto. Questo comportamento è determinato dal tempo di ritardo di apertura dell'area dell'ugello, che in fase di accensione del postcombustore comporta una riduzione della portata corretta che viene smaltita attraverso esso comportandosi da "tappo"

per il motore.

È interessante, quindi, valutare all'accensione del postcombustore come si comportano la spinta e l'area di gola dell'ugello. Dalla figura 2.15 si osserva come al tempo 2 s, valore al quale la manetta si porta al 200 %, si ha l'aumento della spinta che indica l'effettiva accensione del componente.

Come già anticipato, oltre alla modifica della spinta, si ha una variazione nel valore dell'area di gola dell'ugello affinché l'accensione del postcombustore risulti "invisibile" ai componenti che si trovano a monte. La variazione dell'area, come è ben visibile, è anch'essa accompagnata da un transitorio. Per la modellazione del ritardo nella variazione dell'area è stata usata la seguente espressione:

$$\frac{dA_8}{dt} = \frac{A_{8_{fin}} - A_8}{\tau_{A_8}} \quad (2.26)$$

Nella (2.26) i termini che compaiono sono qui descritti nel dettaglio:

- $A_{8_{fin}}$: Valore dell'area a cui si tende;
- A_8 : Valore dell'area al passo temporale considerato;
- τ_{A_8} : Tempo caratteristico, il quale è stato fissato indicativamente a 0.3 s.

2.4.5 Risposta allo spegnimento accidentale del postcombustore

Ipotizzando l'assenza di un adeguato sistema di controllo, è interessante valutare la risposta fornita dal propulsore in seguito allo spegnimento accidentale del postcombustore con l'area di gola dell'ugello che non si richiude al valore desiderato. La manetta che viene sfruttata per apprezzare quanto appena proposto, prevede la variazione della portata in massa di combustibile. Essa è così costituita:

$$\Psi = \left(\frac{\dot{m}_b}{\dot{m}_b^*} + \frac{\dot{m}_{AB}}{\dot{m}_{AB}^*} \right) \times 100 \quad (2.27)$$

dove se $\Psi > 100\%$ il postcombustore è acceso.

La legge di manetta utilizzata è assimilabile ad un onda quadra con le seguenti caratteristiche:

$$\Psi = \begin{cases} 200\% & \text{se } t \leq 10 \text{ s} \\ 100\% & \text{se } t > 10 \text{ s} \end{cases}$$

In base a quanto rappresentato nella figura 2.16 si osserva come dopo un breve transitorio, diversamente a quanto accadeva nel paragrafo precedente, il numero di giri e il rapporto di compressione non ritornano al valore di progetto, ma si

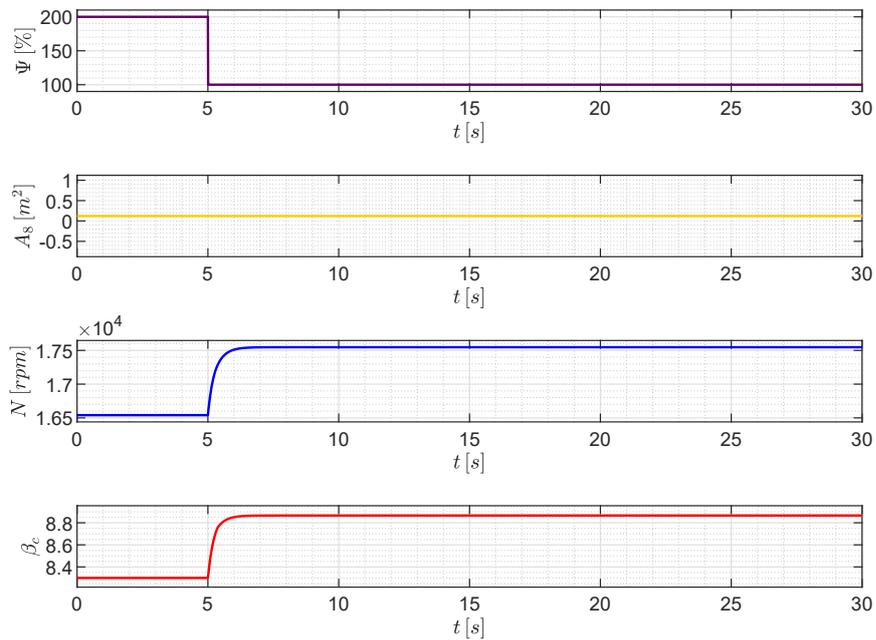


Figura 2.16: Transitorio in seguito allo spegnimento accidentale del postcombustore

posizionano in un punto di funzionamento caratterizzato da valori di questi più elevati.

L'aumento del numero di giri dovuto alla mancata riduzione dell'area in seguito allo spegnimento accidentale del postcombustore caratterizza il fenomeno dell'*overspeed*.

Capitolo 3

Turbogetto bialbero

Una volta valutato il comportamento del turbogetto monoalbero, in particolare del motore J85, è possibile passare alla configurazione bialbero.

Il propulsore che sarà trattato in questo capitolo è l'Olympus 593 prodotto dalla *Rolls-Royce Bristol/Snecma*, installato sul Concorde durante il suo periodo di attività.

3.1 Descrizione del propulsore in esame

Lo sviluppo del turbogetto bialbero Olympus 593 iniziò nel Giugno del 1964 con la consegna del primo Olympus 593D.

L'Olympus 593D fu costruito prima di riprogettare il Concorde, il progetto di quest'ultimo, infatti, venne rivisto affinché potesse compiere delle rotte più ampie e avesse la capacità di poter trasportare un carico pagante più pesante. Tali accorgimenti necessitavano di un motore più grande, l'Olympus 593B. Queste due

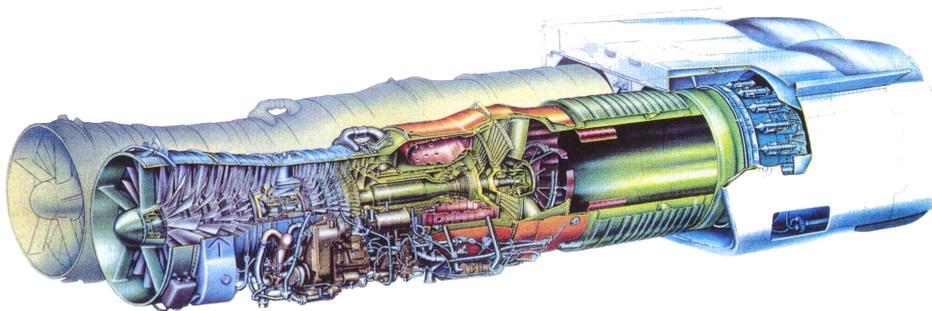


Figura 3.1: Olympus 593

derivate del motore furono utilizzate per stabilire la validità dei calcoli di progetto quali la refrigerazione degli statori di turbina e del rotore e anche per effettuare dei test ad alte temperature ambientali.

La prima sezione di test per l'Olympus 593 cominciò nel Novembre del 1965 e dal Dicembre del 1965 erano già state dimostrate 33000 *lb* di spinta. La spinta necessaria per poter effettuare l'entrata in servizio per il trasporto di passeggeri venne dimostrata nel Febbraio del 1966.

All'epoca, il programma di sviluppo prevedeva 15 banchi di prova e il motore accumulò circa 5000 ore di test, il più lungo che era stato registrato per un singolo motore era di 505 ore.

I test di sviluppo di un propulsore supersonico, quale l'Olympus 593, definirono che era necessario prevedere al meglio le condizioni di ingresso al motore. Nella sua condizione di funzionamento supersonica l'Olympus 593 ingeriva aria alla temperatura di $127^{\circ}C$ ad una pressione assoluta di circa $101 \text{ lb}/m^2$.

Allo scopo di simulare alla perfezione tali condizioni di ingresso furono necessari numerosi complessi test. Furono costruiti, per testare al meglio il motore, tre banchi di prova speciali, due a Bristol e uno a Villaroche. Su tali banchi di prova, dove l'ingresso del motore veniva riscaldato per raggiungere le condizioni desiderate, le perdite di pressione attraverso il sistema di riscaldamento riducevano la pressione atmosferica al giusto valore.

I test del motore alle condizioni supersoniche erano richiesti sia per stabilire le proprie performances, sia per valutare la corretta durata nelle condizioni di funzionamento. La necessità di tali accorgimenti fu apprezzata quando si realizzò che la temperatura del flusso d'aria che abbandonava il compressore, prima di procedere alla combustione, eccedeva i $600^{\circ}C$ e che, anche se durante la fase di crociera la temperatura in ingresso turbina era sostanzialmente più bassa di quella nelle condizioni di decollo, la reale temperatura delle palette della turbina era superiore rispetto alle condizioni di decollo in quanto l'aria di refrigerazione utilizzata aveva una temperatura maggiore rispetto allo stesso caso.

A differenza dei test supersonici, quelli subsonici furono condotti in maniera normale, usando i banchi di prova convenzionali, e per i test di volo venne usato il veicolo test Vulcan. Quest'aereo fu in uso fino al 1966 e contribuì al testing delle condizioni subsoniche, della riaccensione in volo e del sistema di controllo d'area dell'Olympus 593. Prima dell'entrata in servizio gli Olympus 593 avevano accumulato più di 30000 ore di operazione in banchi di prova e test di volo.

I numerosi programmi di testing servirono, inoltre, a provare il tempo di vita dei componenti quali dischi, alberi e *casings* i quali erano soggetti a piccoli cicli a fatica quando il motore accelerava e raggiungeva le temperature di crociera.

I materiali utilizzati per l'Olympus 593 differivano considerevolmente da quelli dei motori dell'epoca, soprattutto per gli alti requisiti di temperatura in ingresso che

dovevano essere rispettati. Tutte le palette ed i dischi del compressore di bassa pressione ed i primi quattro stadi del compressore di alta pressione erano in Titanio. Questo materiale, nonostante non fosse nuovo all'epoca nel progetto dei propulsori, permetteva il raggiungimento di temperature che sarebbero state troppo elevate per alluminio e ferro, i quali avrebbero richiesto pesi eccessivi. Gli stadi successivi al quarto, nel compressore di alta pressione, furono costruiti in una lega a base Nichel resistente alle elevate temperature.

Molto importante per questo propulsore sono state le tecniche di refrigerazione utilizzate, in quanto in assenza di esse alcuni materiali avrebbero potuto sciogliersi al passaggio dei gas. Inoltre, lo sviluppo di tale motore è stato possibile anche grazie alla cooperazione con agenzie che producevano oli lubrificanti, questo perché furono usati nuovi oli che riuscivano a mantenere le loro proprietà alle temperature di funzionamento senza cedere od ossidarsi.

Numerosi test furono fatti anche sul sistema di combustione in quanto sottoporre il combustibile per molto tempo a temperature elevate avrebbe potuto determinare la formazione di vernici e gomme, le quali però non furono visualizzate durante le fasi di testing.

3.1.1 Dati di progetto

I dati di progetto presenti nella tabella che segue saranno utilizzati per lo studio e corrispondono alla variante Mk 621 dell'Olympus 593. Inoltre, nella trattazione successiva, non verrà considerata la presenza del postcombustore.

COEFFICIENTE	VALORE
Condizioni di volo	
Mach di ingresso, M_0	0.7
Quota, z [m]	9936.48
Calore specifico aria, c_p [J/(kg K)]	1004
Costante dei gas perfetti per aria, R [J/(kg K)]	287
Preso d'aria	
Portata d'aria in ingresso, \dot{m} [kg/s]	186
Coefficiente di perdita della presa d'aria, ε_d	0.98
Compressore di bassa pressione	
Rapporto di compressione, β_{cL}	3.237
Rendimento meccanico del compressore, η_{mcL}	1
Rendimento adiabatico del compressore, η_{cL}	0.87

Compressore di alta pressione	
Rapporto di compressione, β_{cH}	4.788
Rendimento meccanico del compressore, η_{mcH}	1
Rendimento adiabatico del compressore, η_{cH}	0.87
Combustore	
Calore specifico gas combusti, $c'_p [J/(kg K)]$	1184
Costante dei gas perfetti per i gas combusti, $R' [J/(kg K)]$	293.77
Potere calorifico inferiore, $H_i [MJ/kg]$	43.031
Rendimento di combustione, η_b	0.98
Coefficiente di perdita del combustore, ε_b	1
Temperatura di ingresso turbina, $T_{At} [K]$	1012.15
Turbina di alta pressione	
Rendimento meccanico della turbina, η_{mtH}	0.95
Rendimento adiabatico della turbina, η_{tH}	0.93
Turbina di bassa pressione	
Rendimento meccanico della turbina, η_{mtL}	0.95
Rendimento adiabatico della turbina, η_{tL}	0.93
Altri parametri	
Numero di giri dell'albero di bassa pressione a progetto, $N_L [rpm]$	6500
Numero di giri dell'albero di alta pressione a progetto, $N_H [rpm]$	8530
Momento d'inerzia dell'albero di bassa pressione, $I_L [kg m^2]$	0.7876
Momento d'inerzia dell'albero di alta pressione, $I_H [kg m^2]$	0.7876

3.1.2 Numerazione delle stazioni

Per l'Olympus 593, essendo un bialbero, vige la numerazione indicata nella figura 3.2, nella quale è possibile identificare le seguenti stazioni:

- STAZIONE 0: Condizione indisturbata a monte del propulsore;
- STAZIONE 1: Ingresso del propulsore, quindi della presa d'aria;
- STAZIONE 2: Uscita della presa d'aria, ingresso compressore di bassa pressione;

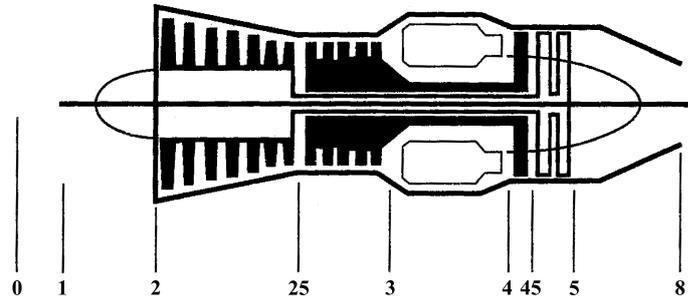


Figura 3.2: Numerazione stazioni Olympus 593

- STAZIONE 25: Uscita del compressore di bassa pressione, ingresso del compressore di alta pressione;
- STAZIONE 3: Uscita del compressore di alta pressione, ingresso del combustore;
- STAZIONE 4: Uscita del combustore, ingresso della turbina di alta pressione;
- STAZIONE 45: Uscita della turbina di alta pressione, ingresso della turbina di bassa pressione;
- STAZIONE 5: Uscita della turbina di bassa pressione, ingresso dell'ugello;
- STAZIONE 8: Gola dell'ugello;
- STAZIONE 9: Uscita del propulsore.

3.2 Studio a progetto

Analogamente a quanto fatto nel precedente capitolo, per lo studio del turbogetto monoalbero, si effettua anche in questo apparato in modo dettagliato lo studio del funzionamento del motore in condizioni di progetto.

Nei calcoli successivi saranno utilizzate come temperatura e pressione di riferimento, rispettivamente T_{ref} e p_{ref} , quelle calcolate a livello del mare.

$$T_{ref} = 288.15 \text{ K}$$

$$p_{ref} = 101325 \text{ Pa}$$

3.2.1 Presa d'aria

Il *casing* della presa d'aria del motore è fabbricato in Titanio per garantire il suo corretto funzionamento anche quando si raggiungono le eccessive temperature di crociera in volo supersonico.

Tramite la convenzione ISA, alla quota in esame le condizioni ambientali di temperatura e pressione, calcolate secondo le (2.1) e (2.2), assumono i seguenti valori:

$$T_0 = 223.56 \text{ K}$$

$$p_0 = 26692.85 \text{ Pa}$$

Questi valori, tenendo in considerazione il Mach di volo, determinano le condizioni totali in ingresso al motore.

$$T_{1t} = T_{0t} = T_0 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right) = 245.47 \text{ K}$$

$$p_{1t} = p_{0t} = p_0 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} = 37025.68 \text{ Pa}$$

Avendo delle perdite, ε_d , all'uscita della presa il flusso vedrà modificare la propria pressione totale.

$$T_{2t} = T_{1t} = 245.47 \text{ K}$$

$$p_{2t} = \varepsilon_d p_{1t} = 36285.17 \text{ Pa}$$

3.2.2 Compressore di bassa pressione

Il compressore di bassa pressione è di tipo assiale ed costituito da sette stadi di compressione. Il *casing* di questo componente è forgiato a macchina da un tipo di acciaio inossidabile.

Una volta che il flusso d'aria attraversa il compressore di bassa pressione, avrà le seguenti caratteristiche:

$$T_{25t} = \left[1 + \frac{1}{\eta_{cL}} \left(\beta_{cL}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right] T_{2t} = 357.99 \text{ K}$$

$$p_{25t} = \beta_{cL} p_{2t} = 117454.95 \text{ Pa}$$

Il punto di progetto sulla mappa del compressore di bassa pressione, che è possibile osservare nella figura 3.3, è caratterizzato da una portata corretta di tale valore:

$$\frac{\dot{m} \sqrt{\theta_{2t}}}{\delta_{2t}} = 479.39 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

con $\theta_{2t} = T_{2t}/T_{ref}$ e $\delta_{2t} = p_{2t}/p_{ref}$.

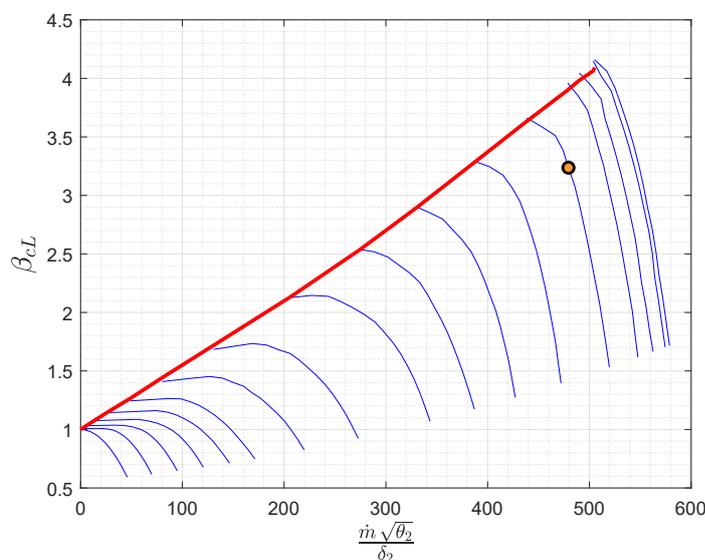


Figura 3.3: Punto di progetto sulla mappa del compressore di bassa pressione

3.2.3 Compressore di alta pressione

A differenza del turbogetto monoalbero, quello bialbero è costituito da un ulteriore compressore che, viste le elevate pressioni alle quali viene portato il fluido di lavoro, viene detto di alta pressione.

Così come accade per il componente di bassa pressione, anche il compressore di alta pressione è costituito da un rapporto di compressione, il quale nella maggior parte dei casi è più elevato rispetto a quello del relativo componente di bassa pressione. Inoltre, anche tale componente è costituito di una propria mappa.

Lo specifico componente del Olympus 593 è di tipo assiale e formato, come il componente di bassa pressione, da sette stadi di compressione. Come già anticipato nell'introduzione al capitolo, questo componente non è costituito in modo omogeneo dallo stesso materiale, ma per via dell'incremento delle temperature, soprattutto durante il volo supersonico, gli stadi successivi al quarto sono fabbricati in materiale differente, capace di resistere alle più elevate temperature, rispetto ai primi.

Il *casing* relativo al compressore di alta pressione è costruito in acciaio inossidabile. Attraverso questo componente il flusso raggiunge la stazione 3, la quale, a progetto, sarà caratterizzata dalle successive condizioni totali.

$$T_{3t} = \left[1 + \frac{1}{\eta_{cH}} \left(\beta_{cH}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right] T_{25t} = 590.22 \text{ K}$$

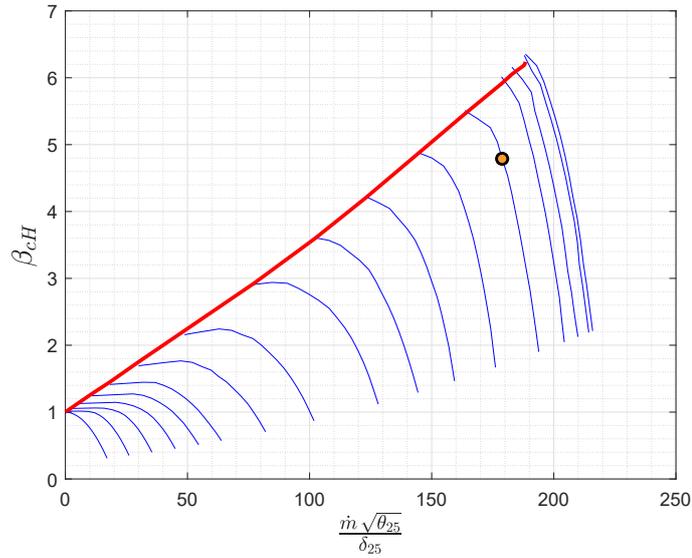


Figura 3.4: Punto di progetto sulla mappa del compressore di alta pressione

$$p_{3t} = \beta_{cH} p_{25t} = 562420.12 \text{ Pa}$$

In ingresso al compressore di alta pressione è possibile, dunque, definire la portata corretta affinché venga posizionato il punto di progetto sulla relativa mappa (figura 3.4).

$$\frac{\dot{m} \sqrt{\theta_{25t}}}{\delta_{25t}} = 178.85 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

con $\theta_{25t} = T_{25t}/T_{ref}$ e $\delta_{25t} = p_{25t}/p_{ref}$.

3.2.4 Combustore

La camera di combustione utilizzata per l'Olympus 593 è di tipo anulare. Essa è fabbricata in singola unità da una lega di Nichel con tutti i componenti saldati per garantire un'elevata affidabilità.

Il collettore del sistema di combustione ed i principali perni di supporto sono posizionati intorno al *casing*. In totale è possibile contare 16 iniettori vaporizzatori, ognuno con una doppia uscita, che giungono direttamente nella camera.

Conoscendo la temperatura totale di ingresso in turbina è facile calcolare il rapporto di miscela durante la fase di progetto. E, come già fatto nella sezione analoga

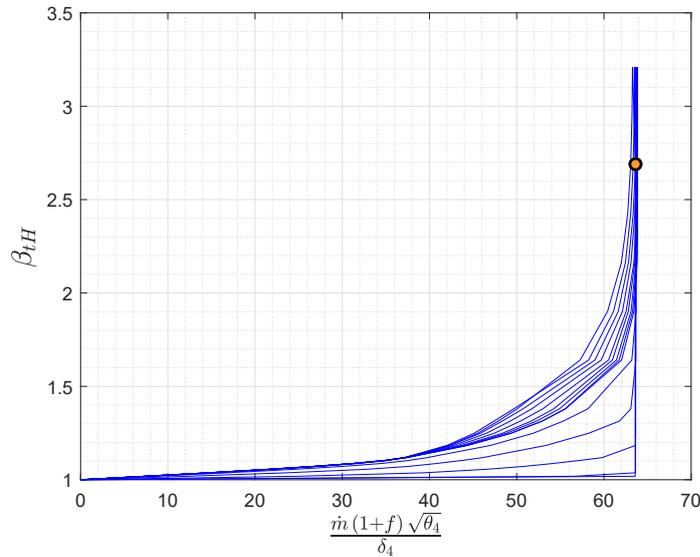


Figura 3.5: Punto di progetto sulla mappa della turbina di alta pressione

relativa al turbogetto monoalbero, si ricava:

$$f = \frac{c'_p (T_{4t} - T_{3t})}{\eta_b H_i - c'_p (T_{4t} - T_{3t})} = 0.01199$$

Dal quale è possibile ottenere la portata in massa di combustibile necessaria ad alimentare la camera nella condizione di progetto.

$$\dot{m}_b = f \dot{m} = 2.23 \frac{kg}{s}$$

Infine, la pressione totale in uscita dalla camera di combustione è pari a:

$$p_{4t} = \varepsilon_b p_{3t} = 562420.12 Pa$$

3.2.5 Turbina di alta pressione

Avendo a disposizione due alberi e quindi due compressori, uno di alta ed uno di bassa pressione, è necessario che questi vengano alimentati affinché sia fornita al fluido la compressione necessaria. Per poter raggiungere tale obiettivo in un turbogetto bialbero sono disponibili due turbine, esse sono generalmente costituite da un numero minore di stadi rispetto al compressore che supportano.

La turbina di alta pressione dell'Olympus 593 è costituita da un singolo stadio

e, dato che si trova ad operare ad elevate temperature essendo il componente successivo al combustore, è costituita da un sistema di refrigerazione che permette la riduzione della temperatura di parete sia delle palette statoriche che di quelle rotoriche.

Per ricavare il rapporto di espansione del componente di alta pressione è necessario applicare il bilancio di potenza all'albero di alta pressione ($P_{tH} = P_{cH}$). Attraverso tale accorgimento è possibile ottenere:

$$\beta_{tH} = \left[1 - \frac{c_p (T_{3t} - T_{25t})}{c'_p \eta_{mcH} \eta_{mtH} \eta_{tH} (1 + f) T_{4t}} \right]^{-\frac{\gamma'}{\gamma'-1}} = 2.69$$

Dato che il rendimento adiabatico di turbina è esprimibile come:

$$\eta_{tH} = \frac{1 - \frac{T_{45t}}{T_{4t}}}{1 - \frac{1}{\beta_{tH}^{\frac{\gamma'}{\gamma'-1}}}}$$

da esso è possibile ricavare la temperatura totale in uscita dalla turbina di alta pressione, mentre dal rapporto di espansione è facilmente ottenibile la relativa pressione totale.

$$T_{45t} = 807.32 \text{ K}$$

$$p_{45t} = 209183.59 \text{ Pa}$$

Nella figura 3.5 è osservabile il punto di progetto posizionato sulla mappa del componente in questione, dove la portata corretta in ingresso è:

$$\frac{\dot{m} (1 + f) \sqrt{\theta_{4t}}}{\delta_{4t}} = 63.57 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

con $\theta_{4t} = T_{4t}/T_{ref}$ e $\delta_{4t} = p_{4t}/p_{ref}$.

3.2.6 Turbina di bassa pressione

La turbina di bassa pressione è anch'essa costituita da un singolo stadio e, dovendo operare a temperature inferiori rispetto a quelle che sollecitano il componente di alta pressione, il suo sistema di raffreddamento prevede la refrigerazione solo della componente rotorica.

In modo del tutto simile a quanto fatto nel paragrafo precedente, per ricavare il rapporto di espansione del componente è sufficiente effettuare il bilancio di potenza all'albero di bassa pressione ($P_{tL} = P_{cL}$), il quale è installato in posizione coassiale rispetto all'albero di alta pressione.

$$\beta_{tL} = 1.77$$

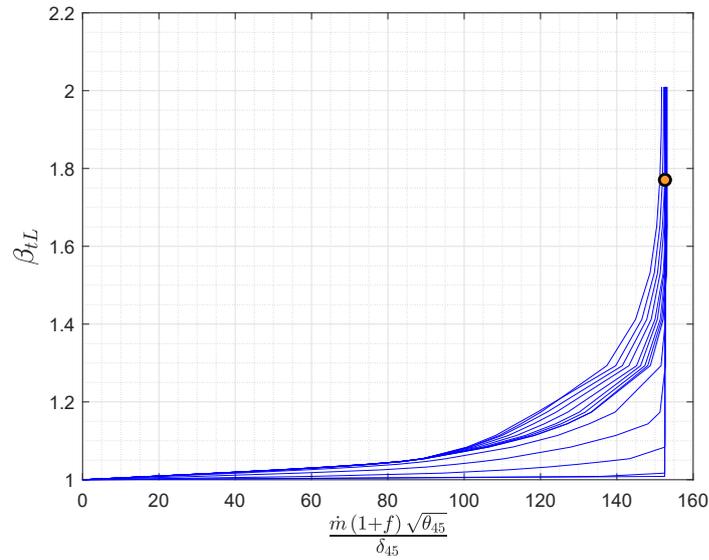


Figura 3.6: Punto di progetto sulla mappa della turbina di bassa pressione

Dal rapporto di espansione si ottengono i seguenti valori di temperatura e pressione totale in uscita dal componente:

$$T_{5t} = 708.07 \text{ K}$$

$$p_{5t} = \frac{p_{45t}}{\beta_{tL}} = 118131.07 \text{ Pa}$$

In ingresso al componente si ha:

$$\frac{\dot{m} (1+f) \sqrt{\theta_{45t}}}{\delta_{45t}} = 152.61 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

con $\theta_{45t} = T_{45t}/T_{ref}$ e $\delta_{45t} = p_{45t}/p_{ref}$.

3.2.7 Ugello

Dato che, nel motore in questione, non sono considerate perdite attraverso l'ugello ed essendo la trasformazione associata al passaggio in esso di tipo adiabatico, le caratteristiche di temperatura e pressione totale in uscita, durante il funzionamento a progetto, saranno analoghe a quelle ottenute nella stazione precedente.

$$T_{9t} = T_{5t} = 708.07 \text{ K}$$

$$p_{9t} = p_{5t} = 118131.07 \text{ Pa}$$

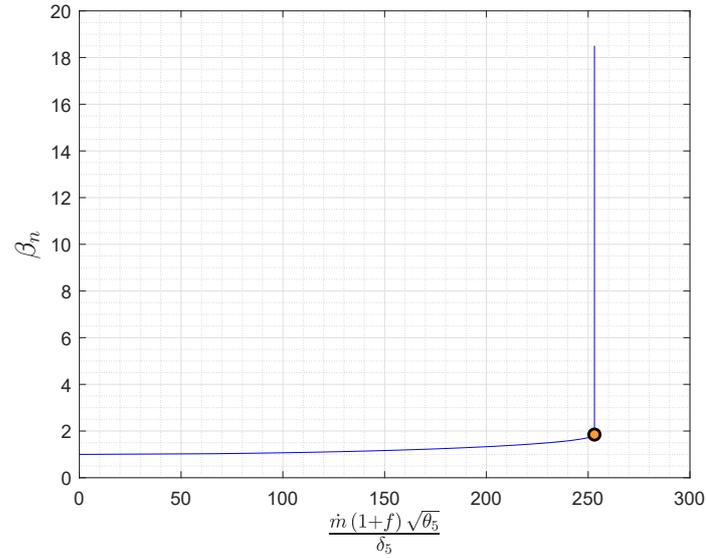


Figura 3.7: Punto di progetto sulla mappa dell'ugello

L'ultimo componente del motore, nelle condizioni di funzionamento di progetto, si trova ad operare in modo critico, per cui il numero di Mach che viene raggiunto nella sezione di uscita dell'ugello è unitario.

$$M_9 = 1$$

Da questo valore è possibile risalire alle condizioni di temperatura e pressione statiche che sono assunte dal flusso in uscita dal motore.

$$p_9 = \frac{p_{9t}}{\left(\frac{\gamma'+1}{2}\right)^{\frac{\gamma'}{\gamma'-1}}} = 63833.78 \text{ Pa}$$

$$T_9 = \frac{T_{9t}}{\frac{\gamma'+1}{2}} = 607.78 \text{ K}$$

La densità del flusso in uscita è ottenuta mediante la legge dei gas perfetti.

$$\rho_9 = \frac{p_9}{R' T_9} = 0.36 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

Da questa si calcola l'area della sezione di uscita:

$$A_9 = \frac{\dot{m} + \dot{m}_b}{\rho_9 V_9} = 1.08 \text{ m}^2$$

nella quale V_9 indica la velocità raggiunta dal flusso nella sezione di uscita e assume il seguente valore:

$$V_9 = M_9 \sqrt{\gamma' R' T_9} = 487.31 \frac{m}{s}$$

Infine, la portata corretta che attraversa l'ultimo componente, e che permette di tracciare il punto sulla mappa dell'ugello (figura 3.7), è:

$$\frac{\dot{m} (1 + f) \sqrt{\theta_{5t}}}{\delta_{5t}} = 253.09 \frac{kg}{s}$$

con $\theta_{5t} = T_{5t}/T_{ref}$ e $\delta_{5t} = p_{5t}/p_{ref}$.

3.3 Studio fuori progetto

Come il turbogetto monoalbero, anche il turbogetto bialbero, durante le proprie condizioni di funzionamento fuori progetto, è necessario che rispetti delle equazioni di bilancio volte a garantire l'equilibrio complessivo del propulsore.

Analogamente al monoalbero, la manetta utilizzata per ricavare i possibili punti di funzionamento è costituita dalla variazione della temperatura totale di ingresso turbina rispetto alla propria condizione di progetto, indicate con l'apice (*), che per semplicità viene qui riportata:

$$\tau = \frac{T_{4t}}{T_{4t}^*}$$

Affinché sia possibile definire tutti i possibili punti di funzionamento al quale si trova ad operare il propulsore, tale manetta viene fatta variare dal valore unitario ($T_{4t} = T_{4t}^*$) sino al valore che permette di raggiungere la condizione di IDLE, dove la spinta diviene:

$$S_{IDLE} = 0.05 S_{max} = 0.05 S^* = 4642.09 N$$

3.3.1 Equazioni di equilibrio

Diversamente dal turbogetto monoalbero, in cui le equazioni di bilancio che garantiscono l'equilibrio sono tre, in questo caso esse raddoppiano diventando sei. Ciò è dovuto principalmente al fatto che gli alberi, in questa tipologia di propulsore, sono due per cui raddoppiano anche le variabili in gioco. Di seguito saranno esplicitate le sei equazioni attraverso le quali il rispetto simultaneo garantisce l'equilibrio dell'intero propulsore.

All'albero di bassa pressione deve essere garantito il bilancio delle potenze, quindi la potenza sviluppata dalla turbina di bassa pressione deve uguagliare quella richiesta dal compressore di monte ($P_{tL} = P_{cL}$).

$$\dot{m} (1 + f) c'_p \eta_{mtL} (T_{45t} - T_{5t}) = \frac{\dot{m}}{\eta_{mcL}} c_p (T_{25t} - T_{2t}) \quad (3.1)$$

Oltre all'albero di bassa pressione, anche per l'albero di alta pressione deve essere garantita tale uguaglianza ($P_{tH} = P_{cH}$).

$$\dot{m} (1 + f) c'_p \eta_{mtH} (T_{4t} - T_{45t}) = \frac{\dot{m}}{\eta_{mcH}} c_p (T_{3t} - T_{25t}) \quad (3.2)$$

Affinché sia possibile una continuità tra la portata che attraversa il compressore di bassa pressione e quella che attraversa il compressore di alta pressione è necessario che vi sia un corretto bilancio tra le portate corrette in ingresso ai due componenti citati.

$$\frac{\dot{m} \sqrt{T_{25t}}}{p_{25t}} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_{2t}}}{p_{2t}} \frac{p_{2t}}{p_{25t}} \sqrt{\frac{T_{25t}}{T_{2t}}} \quad (3.3)$$

La portata corretta che attraversa la turbina di bassa pressione deve essere legata a quella che attraversa il compressore di bassa pressione secondo la seguente equazione:

$$\frac{\dot{m} (1 + f) \sqrt{T_{45t}}}{p_{45t}} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_{2t}}}{p_{2t}} \frac{p_{2t}}{p_{45t}} \sqrt{\frac{T_{45t}}{T_{2t}}} (1 + f) \quad (3.4)$$

Analogamente, il rispetto di tale condizione si deve avere anche tra i componenti di alta pressione.

$$\frac{\dot{m} (1 + f) \sqrt{T_{4t}}}{p_{4t}} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_{25t}}}{p_{25t}} \frac{p_{25t}}{p_{4t}} \sqrt{\frac{T_{4t}}{T_{25t}}} (1 + f) \quad (3.5)$$

Infine, l'unico componente che ancora non è stato legato al propulsore è l'ugello. Per fare in modo che ciò accada è necessario, quindi, che vi sia una relazione anche tra la portata corretta che attraversa il componente a monte all'ugello, ossia la turbina di bassa pressione, e l'ugello stesso.

$$\frac{\dot{m} (1 + f) \sqrt{T_{45t}}}{p_{45t}} = \frac{\dot{m} (1 + f) \sqrt{T_{5t}}}{p_{5t}} \frac{p_{5t}}{p_{45t}} \sqrt{\frac{T_{45t}}{T_{5t}}} \quad (3.6)$$

3.3.2 Variabili utilizzate

L'introduzione dei due alberi definisce un raddoppio delle variabili necessarie per condurre alla determinazione dei punti di funzionamento.

In questo lavoro di tesi, le variabili utilizzate per la definizione dei punti di equilibrio del turbogetto bialbero in questione, l'Olympus 593, sono le seguenti:

- Rapporto di compressione del compressore di bassa pressione: β_{cL} ;
- Rapporto di compressione del compressore di alta pressione: β_{cH} ;
- Rapporto di espansione della turbina di bassa pressione: β_{tL} ;
- Rapporto di espansione della turbina di alta pressione: β_{tH} ;
- Percentuale del numero di giri corretti dal lato del compressore di bassa pressione: $\%N_{cLcorr}$;
- Percentuale del numero di giri corretti dal lato del compressore di alta pressione: $\%N_{cHcorr}$.

Per cui il vettore delle variabili, \bar{X} , utilizzato nel metodo di Newton-Raphson sarà così definito:

$$\bar{X} = \{\beta_{cL}, \beta_{cH}, \beta_{tL}, \beta_{tH}, \%N_{cLcorr}, \%N_{cHcorr}\} \quad (3.7)$$

3.3.3 Metodo di calcolo

Il metodo di calcolo utilizzato per ricavare i valori delle variabili per ogni punto di funzionamento del motore è lo stesso utilizzato per il turbogetto monoalbero. A differenza di esso, però, ora il vettore delle funzioni è costituito da sei parametri che devono contemporaneamente annullarsi una volta ricavato il punto di equilibrio.

Il vettore delle funzioni per lo studio del funzionamento fuori progetto dell'Olympus

593 viene riportato di seguito.

$$\vec{f}(\vec{X}) = \left\{ \begin{array}{l} \dot{m} (1+f) c'_p \eta_{mtL} (T_{45t} - T_{5t}) - \frac{\dot{m}}{\eta_{mcL}} c_p (T_{25t} - T_{2t}) \\ \dot{m} (1+f) c'_p \eta_{mtH} (T_{4t} - T_{45t}) - \frac{\dot{m}}{\eta_{mcH}} c_p (T_{3t} - T_{25t}) \\ \frac{\dot{m} \sqrt{T_{25t}}}{p_{25t}} - \frac{\dot{m} \sqrt{T_{2t}}}{p_{2t}} \frac{p_{2t}}{p_{25t}} \sqrt{\frac{T_{25t}}{T_{2t}}} \\ \frac{\dot{m} (1+f) \sqrt{T_{45t}}}{p_{45t}} - \frac{\dot{m} \sqrt{T_{2t}}}{p_{2t}} \frac{p_{2t}}{p_{45t}} \sqrt{\frac{T_{45t}}{T_{2t}}} (1+f) \\ \frac{\dot{m} (1+f) \sqrt{T_{4t}}}{p_{4t}} - \frac{\dot{m} \sqrt{T_{25t}}}{p_{25t}} \frac{p_{25t}}{p_{4t}} \sqrt{\frac{T_{4t}}{T_{25t}}} (1+f) \\ \frac{\dot{m} (1+f) \sqrt{T_{45t}}}{p_{45t}} - \frac{\dot{m} (1+f) \sqrt{T_{5t}}}{p_{5t}} \frac{p_{5t}}{p_{45t}} \sqrt{\frac{T_{45t}}{T_{5t}}} \end{array} \right\} \quad (3.8)$$

Conoscendo il vettore delle variabili (3.7) e il vettore delle funzioni (3.8), nel caso del turbogetto bialbero la matrice Jacobiana, calcolata nella stessa maniera che è stata utilizzata nel capitolo precedente, è una matrice di dimensioni 6×6 .

$$\left[\frac{\partial F}{\partial X} \right] = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial \beta_{cL}} & \frac{\partial f_1}{\partial \beta_{cH}} & \frac{\partial f_1}{\partial \beta_{tL}} & \frac{\partial f_1}{\partial \beta_{tH}} & \frac{\partial f_1}{\partial \%N_{cLcorr}} & \frac{\partial f_1}{\partial \%N_{cHcorr}} \\ \frac{\partial f_2}{\partial \beta_{cL}} & \frac{\partial f_2}{\partial \beta_{cH}} & \frac{\partial f_2}{\partial \beta_{tL}} & \frac{\partial f_2}{\partial \beta_{tH}} & \frac{\partial f_2}{\partial \%N_{cLcorr}} & \frac{\partial f_2}{\partial \%N_{cHcorr}} \\ \frac{\partial f_3}{\partial \beta_{cL}} & \frac{\partial f_3}{\partial \beta_{cH}} & \frac{\partial f_3}{\partial \beta_{tL}} & \frac{\partial f_3}{\partial \beta_{tH}} & \frac{\partial f_3}{\partial \%N_{cLcorr}} & \frac{\partial f_3}{\partial \%N_{cHcorr}} \\ \frac{\partial f_4}{\partial \beta_{cL}} & \frac{\partial f_4}{\partial \beta_{cH}} & \frac{\partial f_4}{\partial \beta_{tL}} & \frac{\partial f_4}{\partial \beta_{tH}} & \frac{\partial f_4}{\partial \%N_{cLcorr}} & \frac{\partial f_4}{\partial \%N_{cHcorr}} \\ \frac{\partial f_5}{\partial \beta_{cL}} & \frac{\partial f_5}{\partial \beta_{cH}} & \frac{\partial f_5}{\partial \beta_{tL}} & \frac{\partial f_5}{\partial \beta_{tH}} & \frac{\partial f_5}{\partial \%N_{cLcorr}} & \frac{\partial f_5}{\partial \%N_{cHcorr}} \\ \frac{\partial f_6}{\partial \beta_{cL}} & \frac{\partial f_6}{\partial \beta_{cH}} & \frac{\partial f_6}{\partial \beta_{tL}} & \frac{\partial f_6}{\partial \beta_{tH}} & \frac{\partial f_6}{\partial \%N_{cLcorr}} & \frac{\partial f_6}{\partial \%N_{cHcorr}} \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

In questo modo sono disponibili tutti gli elementi necessari per applicare il metodo di Newton-Raphson ad ogni riduzione della manetta.

All'inizio della ricerca dei possibili punti di funzionamento la manetta (2.6) assume valore unitario ($\tau = 1$) e per ogni iterazione viene aggiornato il valore di \vec{X}_0 e di \vec{F}_0 con i valori di \vec{X} ed \vec{F} ricavati nell'iterazione precedente. La manetta sarà ridotta, passando alla ricerca di un nuovo punto di funzionamento, non appena il residuo calcolato come (2.19), nel quale i valori di \vec{R} e \vec{R}_0 includono le nuove variabili, raggiunge il valore di 10^{-15} .

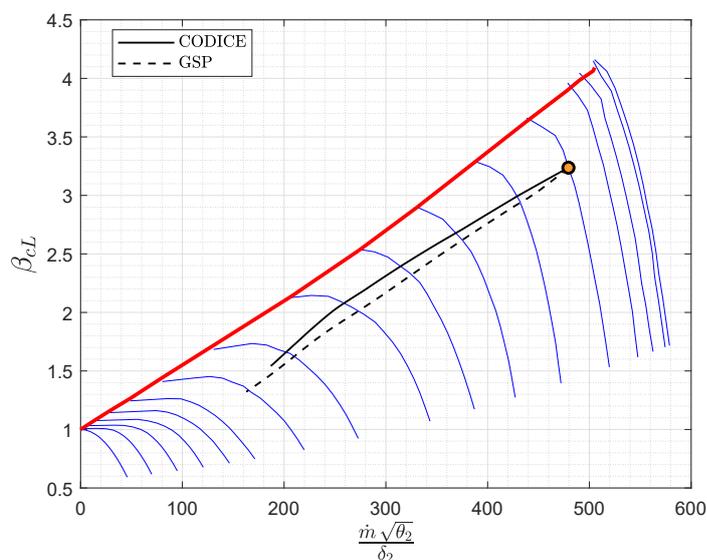


Figura 3.8: Linea di funzionamento del compressore di bassa pressione

3.3.4 Compressore di bassa pressione

Attraverso il metodo di Newton-Raphson ed utilizzando la metodologia di calcolo esposta nel paragrafo precedente è possibile pervenire alla linea di funzionamento di ogni componente che costituisce il propulsore considerato. La linea di funzionamento sulla mappa del compressore di bassa pressione è mostrata nella figura 3.8. Come è possibile osservare, i punti di funzionamento sono caratterizzati da un rapporto di compressione che è pressoché lineare con la portata corretta in ingresso al componente per un vasto range di operatività, segno che le due turbine si trovano a lavorare in condizioni bloccate.

Su tale linea, inoltre, è possibile notare che quando l'ugello si sblocca, operando in condizioni subcritiche, la linea di funzionamento non segue più l'andamento descritto in precedenza.

3.3.5 Compressore di alta pressione

Il compressore di alta pressione ha una linea di funzionamento differente da quella del componente precedente (figura 3.9), in particolare è possibile notare l'eccessiva lontananza di tale linea da quella del pompaggio.

Anche in questo caso si osserva un andamento lineare del rapporto di compressione rispetto alla portata corretta in ingresso al componente. A differenza del caso precedente, qui non è possibile osservare una linea che si discosta molto quando

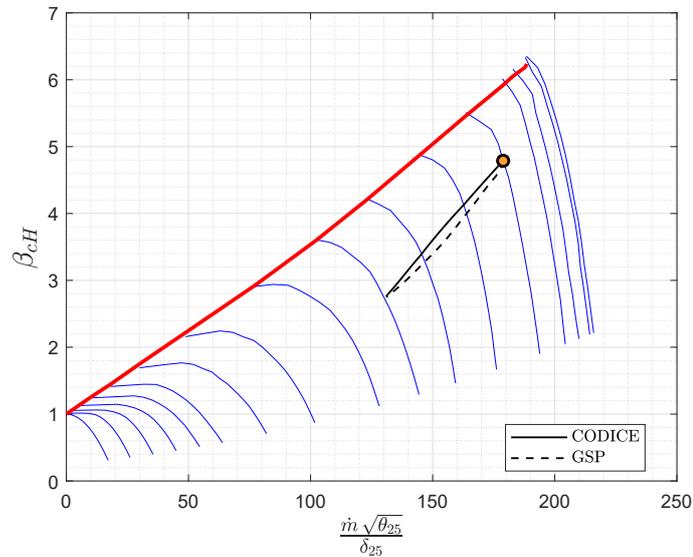


Figura 3.9: Linea di funzionamento del compressore di alta pressione

l'ugello viene a sbloccarsi, segno che la turbina di alta pressione continua a lavorare in condizioni critiche.

3.3.6 Turbina di alta pressione

Quanto detto nel paragrafo precedente si osserva dalla linea di funzionamento della turbina di alta pressione (figura 3.10), nella quale non è possibile visualizzare, almeno a grandi linee, una linea di funzionamento. Questo è dovuto al fatto, che durante l'operazione di fuori progetto, il componente lavora in un range di punti che non si discostano eccessivamente dalla condizione di progetto.

3.3.7 Turbina di bassa pressione

Nella turbina di bassa pressione, figura 3.11, è possibile notare come in gran parte delle condizioni di funzionamento di fuori progetto, la portata corretta che attraversa il componente è circa costante, mentre il rapporto di espansione non si riduce di molto dalla condizione di progetto. Nella parte finale della linea, si apprezza una leggera deviazione della curva, segno che la turbina si sblocca, non operando più in regime critico.

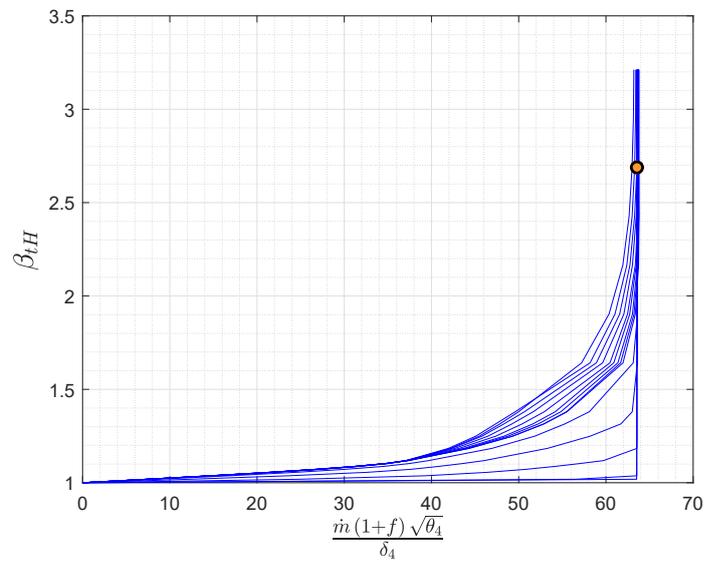


Figura 3.10: Linea di funzionamento della turbina di alta pressione

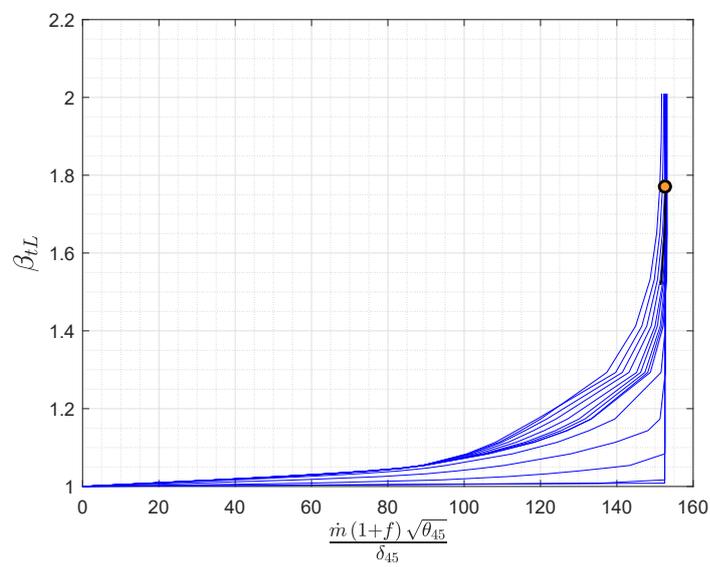


Figura 3.11: Linea di funzionamento della turbina di bassa pressione

3.3.8 Variazione della linea di funzionamento al variare del Mach di ingresso

Analogamente a quanto fatto nel caso del turbogetto monoalbero è possibile visualizzare quello che accade alla linea di funzionamento su entrambi i compressori facendo variare il Mach di volo. Attraverso la figura 3.12 si assiste al comporta-

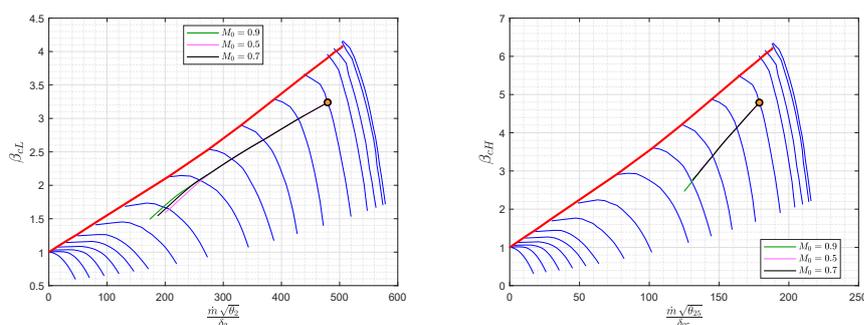


Figura 3.12: Linea di funzionamento al variare del Mach di volo

mento antitetico da parte dei due compressori.

Le linee di funzionamento in entrambi i casi seguono quella calcolata con Mach di volo uguale al valore di progetto fino a quando non viene a sbloccarsi l'ugello. Una volta che questo lavora in condizioni di funzionamento subcritiche, la linea di funzionamento sulla mappa del compressore di alta pressione (grafico a destra della figura 3.12) si comporta in modo simile a quella ottenuta per il compressore del turbogetto monoalbero, ovvero all'aumentare del Mach di volo vi è un allontanamento della linea dalla condizione di pompaggio. In modo differente, il comportamento sulla mappa del compressore di bassa pressione è caratterizzato da una notevole riduzione della distanza dalla linea del pompaggio all'aumentare del Mach.

Ovviamente, la riduzione del Mach di volo determina l'andamento inverso.

3.3.9 Variazione della linea di funzionamento alla variazione dell'area di gola dell'ugello

Così come è stato possibile osservare nel paragrafo precedente, anche una variazione dell'area di gola dell'ugello determina una modifica alla linea di funzionamento del motore. Inoltre, come per la variazione del Mach di volo, il comportamento dei due compressori continua ad essere antitetico.

Dalle mappe di figura 3.13 è facile notare che una riduzione dell'area di gola dell'ugello determina sul compressore di bassa pressione un allontanamento della linea

dalla zona del pompaggio, mentre su quello di alta pressione si assiste ad un avvicinamento a tale area. Inoltre, l'effetto è molto più marcato sulla mappa del compressore di bassa pressione, per il compressore di alta pressione, invece, è difficile distinguere una differenza netta rispetto al comportamento che si ha quando l'area di gola assume il valore di progetto.

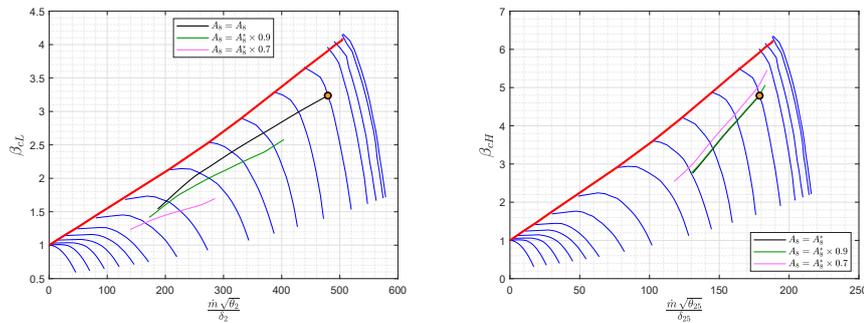


Figura 3.13: Linea di funzionamento al variare dell'area di gola dell'ugello

3.3.10 Variabili all'equilibrio

Riducendo la temperatura totale che si raggiunge in uscita alla camera di combustione, T_{4t} , è facile immaginare come si riducono tutti i parametri che governano il motore. Nella figura 3.14 sono esposte le variazioni di rapporto di compressione del compressore di bassa pressione, rapporto di compressione del compressore di alta pressione, percentuale del numero di giri corretti dell'albero di bassa pressione, percentuale del numero di giri corretti dell'albero di alta pressione, portata d'aria in ingresso motore e portata di combustibile per ogni punto di equilibrio al quale opera il propulsore.

3.4 Funzionamento in transitorio

Fornendo una legge di variazione per la manetta si osserva come si comporta il propulsore durante un transitorio. In questo caso, lo studio che viene effettuato è analogo a quello corrispondente al J85, l'unica differenza è osservabile nella dinamica dei rotori dove è necessario considerare che, trattandosi di un turbogetto bialbero, bisogna inserire il contributo dovuto al secondo albero.

In base a quanto descritto le equazioni di bilancio che devono essere rispettate in ogni istante, per l'applicazione del metodo di Newton-Rapshon, sono le stesse riportate nella sezione 3.3.3 contenute nel vettore (3.8), unica eccezione va fatta

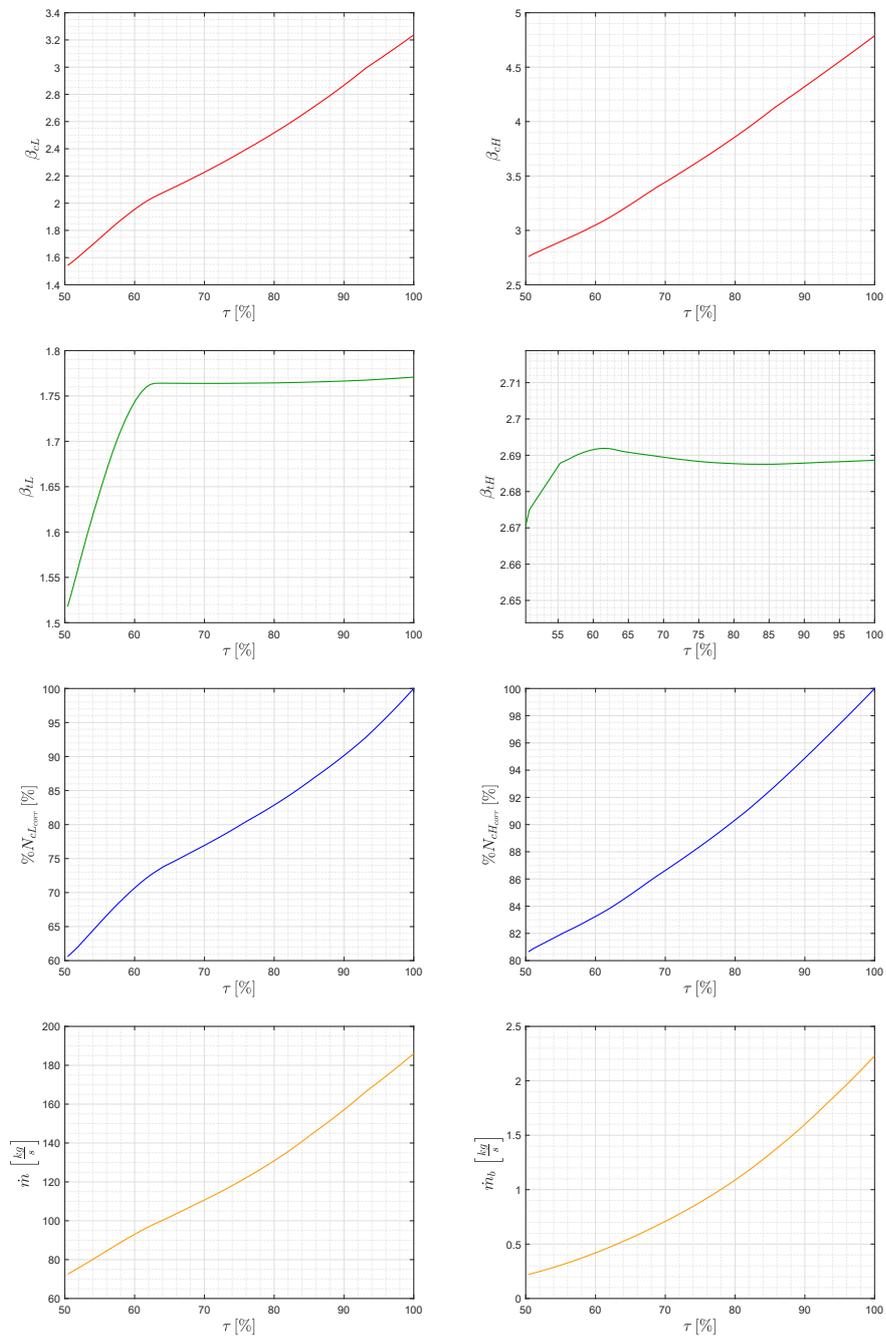


Figura 3.14: Comportamento delle variabili all'equilibrio

per le prime due equazioni che assumono una forma differente.

Le equazioni che definiscono il bilancio di potenza all'albero di bassa pressione e all'albero di alta pressione contenute nel vettore (3.8) sono sostituite dalle seguenti:

$$\boxed{f_1(\bar{X}) = \dot{m} (1 + f) c'_p \eta_{mtL} (T_{45t} - T_{5t}) - \frac{\dot{m}}{\eta_{mcL}} c_p (T_{25t} - T_{2t}) - \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 N_L I_L \frac{dN_L}{dt}} \quad (3.10)$$

$$\boxed{f_2(\bar{X}) = \dot{m} (1 + f) c'_p \eta_{mtH} (T_{4t} - T_{45t}) - \frac{\dot{m}}{\eta_{mcH}} c_p (T_{3t} - T_{25t}) - \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 N_H I_H \frac{dN_H}{dt}} \quad (3.11)$$

Il metodo per ricavare il vettore delle variabili (3.7) è analogo a quello utilizzato per il turbogetto monoalbero, per cui si rimanda alla sezione 2.4.2 per la trattazione dettagliata, al quale bisogna solo tenere in considerazione che qui è presente un secondo albero. In seguito viene valutata la risposta ad alcune simulazioni effettuate.

3.4.1 Risposta ad una manetta ad onda quadra

La manetta che viene utilizzata per lo studio del comportamento in fase transitoria del motore prevede una variazione nel flusso combustibile immesso nella camera di combustione, affinché sia effettivamente simulabile quanto succede in un propulsore reale, nel quale il pilota agendo sulla manetta varia proprio questo parametro.

La condizione simulata prevede una variazione brusca della manetta, la quale può essere identificata come un'onda quadra. In particolare, il valore del flusso viene ridotto rispetto al suo valore in condizioni di funzionamento a progetto in base a quanto riportato nella successiva relazione:

$$\dot{m}_b = \begin{cases} \dot{m}_b^* & se \quad t \leq 2 s \\ \dot{m}_b^* \times 0.6 & se \quad t > 2 s \end{cases}$$

Attraverso i dati forniti al principio di questo capitolo, le inerzie relative agli organi rotanti sui due alberi sono coincidenti. Non avendo dati affidabili per il propulsore in questione sono state utilizzate quelle contenute di default all'interno del programma GSP.

Dato che le inerzie dei due alberi sono le stesse si può notare come dalla simulazione, raffigurata nella figura 3.15, il transitorio si estingue sui due alberi allo stesso tempo.

Come era facile aspettarsi, una riduzione della manetta comporta una riduzione di tutte le variabili motore, tranne per i rapporti di espansione che seppur alla variazione della manetta vedono modificare lievemente il proprio valore, a lungo andare si assestano alla propria condizione di funzionamento critico.

La risposta delle turbine, caratterizzata da un valore di picco nel momento in cui viene variata la manetta, è dovuta al fatto che il rapporto di espansione della turbina è molto più sensibile rispetto all'accuratezza della propria mappa.

Inoltre, rispetto al monoalbero i tempi di estinzione del transitorio sono più contenuti. Tale comportamento è caratterizzato dal fatto che le potenze in gioco sono più elevate rispetto al monoalbero e, avendo considerato delle inerzie uguali a quelle utilizzate per il motore precedente, il fenomeno si limita a tempi minori.

3.4.2 Risposta alla variazione dell'area di gola dell'ugello

Un caso interessante da valutare in fase transitoria è quello dovuto alla variazione dell'area di gola dell'ugello, mantenendo costante al valore di progetto il flusso di combustibile in ingresso alla camera di combustione. Seppur il pilota fornisce un comando di variazione dell'area in modo brusco secondo il seguente andamento:

$$A_{8_{input}} = \begin{cases} A_8^* & \text{se } t \leq 2 \text{ s} \\ A_8^* \times 1.2 & \text{se } t > 2 \text{ s} \end{cases}$$

l'effettiva aerea dell'ugello sarà costituita da inerzie che ne tardano l'assestamento verso il nuovo valore richiesto dal pilota.

Nello studio della variazione dell'area di gola dell'ugello viene ipotizzato il seguente tempo caratteristico:

$$\tau_A = 0.3 \text{ s}$$

Esso permette di modellare la variazione temporale dell'area, come fatto nel capitolo precedente, secondo la seguente:

$$\frac{dA}{dt} = \frac{A_{8_{input}} - A_8}{\tau_A}$$

in questa A_8 è l'area che è assunta nell'istante temporale precedente a quello in questione. In base a quanto descritto, quindi, l'area di gola dell'ugello assumerà ad ogni iterazione il valore che segue:

$$A_8(t + dt) = A_8(t) + \frac{dA}{dt} dt$$

Dai risultati che si ottengono (figura 3.16) è possibile apprezzare il comportamento antitetico assunto dai due compressori del motore, mentre il rapporto di compressione del compressore di bassa pressione aumenta, il rapporto di compressione

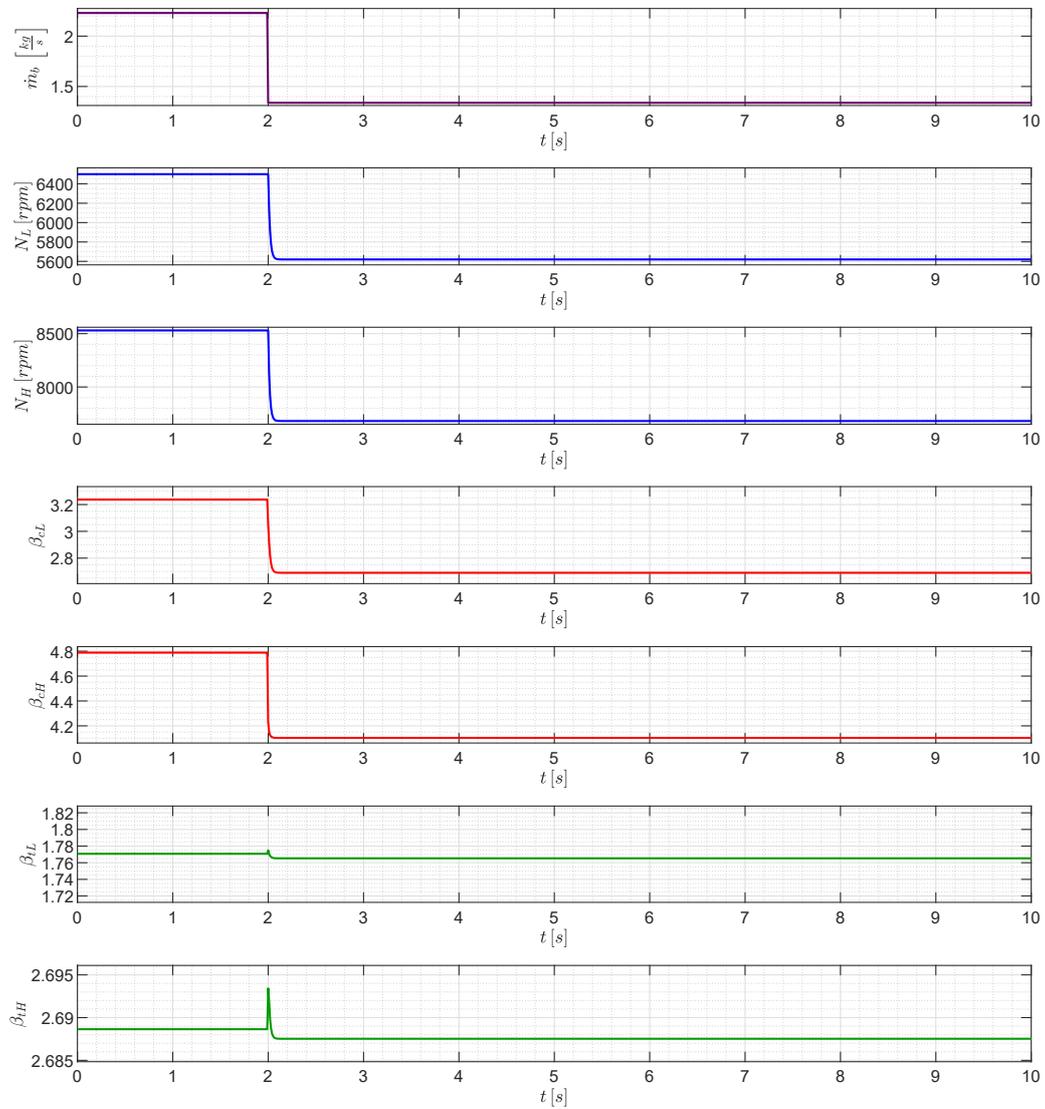


Figura 3.15: Risposta dell'Olympus 593 alla variazione del flusso combustibile

relativo a quello di alta pressione vede ridursi per un aumento dell'area di gola dell'ugello.

Le turbine, in seguito al transitorio, hanno anch'esse un comportamento antitetico, come quello registrato per i compressori.

Discorso analogo vale per il numero di giri dei due alberi, mentre l'albero di bassa pressione accelera, all'aumentare dell'area di gola, quello di alta pressione decelera. Infine, dalla figura si osserva come i tempi di estinzione del transitorio, per il caso in questione, sono dettati dalla variazione dell'area di gola dell'ugello. Infatti, una volta che questa si porta al valore richiesto, qualsiasi parametro del motore raggiunge il proprio valore asintotico.

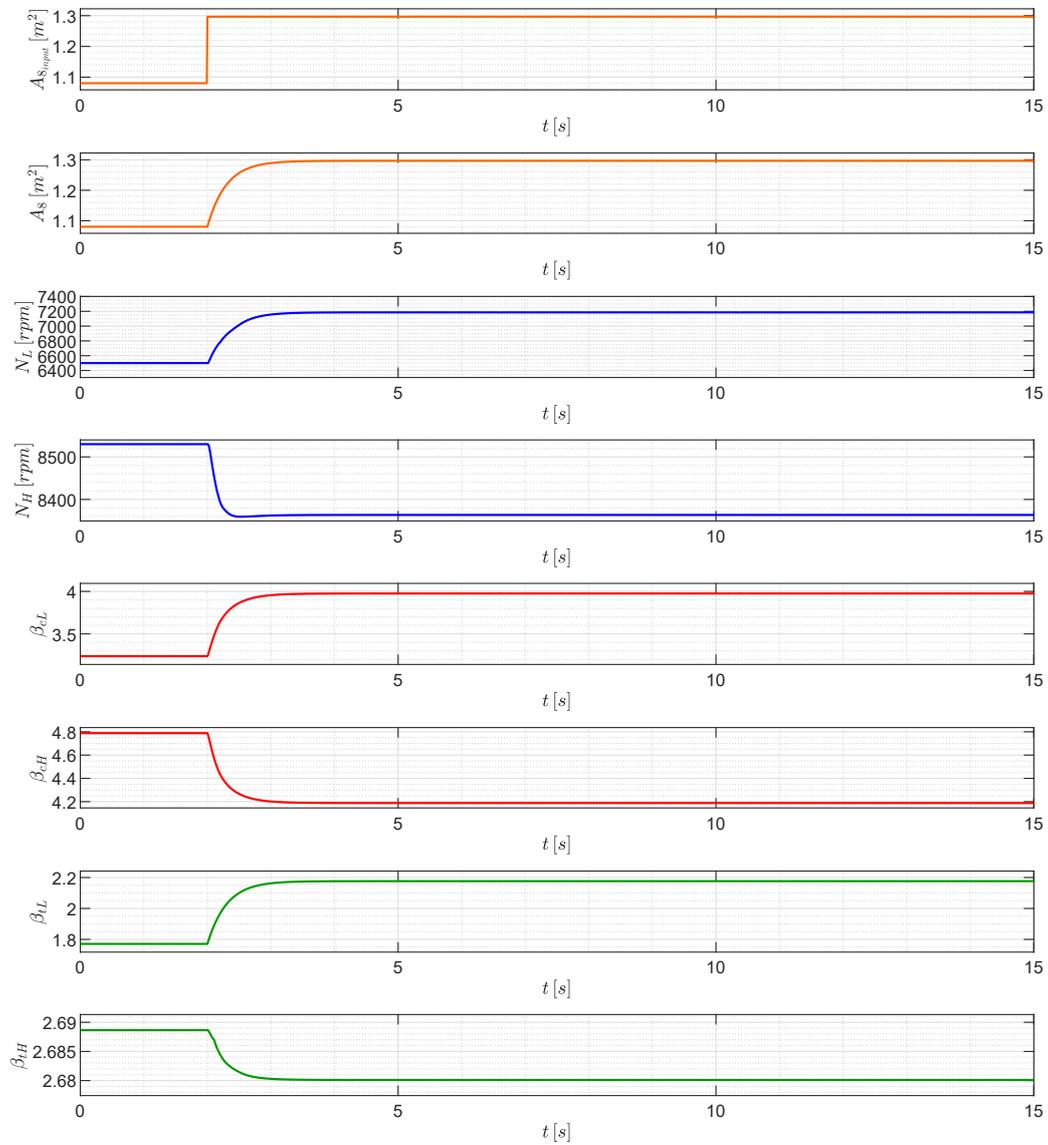


Figura 3.16: Risposta dell'Olympus 593 alla variazione dell'area di gola dell'ugello

Capitolo 4

Turbofan a flussi separati

Il propulsore simulato in questo apparato appartiene alla categoria dei turbofan. Essi sono considerati un'evoluzione del turbogetto in quanto permettono di elaborare grandi portate d'aria, grazie alla presenza del fan, e avere delle spinte più alte a scapito di un consumo specifico della spinta minore rispetto alla categoria dei turbogetti.

I turbofan possono essere di due tipi: a flussi miscelati o separati. Generalmente, viste le prestazioni, la categoria dei turbofan a flussi miscelati viene utilizzata per applicazioni di tipo supersonico, mentre quella a flussi separati è più adatta al volo subsonico.

Il turbofan trattato nel seguente capitolo appartiene alla seconda categoria, ovvero quella dei flussi separati. Esso è il JT9D-3A sviluppato e progettato dall'azienda statunitense *Pratt & Whitney*.

4.1 Descrizione del propulsore

La famiglia di motori JT9D è nata alla fine degli anni sessanta e proprio la variante di cui è oggetto questo capitolo, il JT9D-3A, è stata la prima con elevato *by-pass ratio* (*BPR*) ad equipaggiare il Boeing 747.

I principali vantaggi introdotti attraverso questa famiglia di motori sono stati:

- Miglioramento del progetto del fan a singolo stadio per raggiungere il *BPR* desiderato senza l'utilizzo di un IGV (*Inlet Guide Vane*);
- Miglioramento del progetto del compressore affinché sia stato possibile raggiungere dei rapporti di compressione totali di circa 25 con 15 stadi;
- Miglioramento del progetto della camera di combustione attraverso il quale è stato reso possibile il raggiungimento di elevate temperature in uscita con

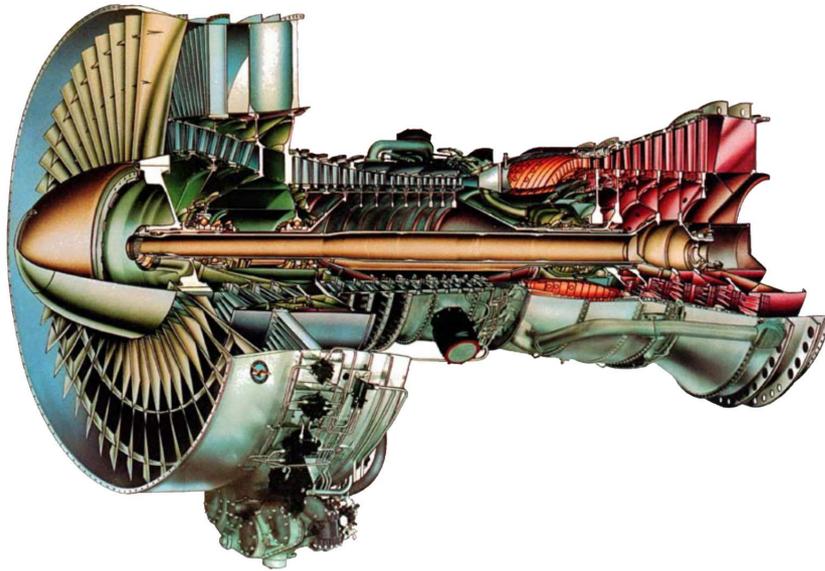


Figura 4.1: JT9D-20

piccole lunghezze della camera e poche perdite di pressione. Inoltre, è stata migliorata la distribuzione di temperatura in uscita;

- Utilizzo di materiali in grado di sopportare elevate temperature e miglioramento del sistema di refrigerazione della turbina;
- Introduzione di un sistema di controllo di vortici in turbina per consentire a questa di resistere a carichi elevati;
- Aumento della spinta raggiunta con una sostanziale riduzione del rumore.

Nella sua versione basica il JT9D è molto più compatto rispetto alla variante JT3D. Esso è costituito da due alberi i quali sono supportati da due cuscinetti. Rispetto alle varianti JT3D e JT8D durante la fase di crociera, il JT9D è costituito da una riduzione del consumo specifico della spinta di circa il 22%.

L'innovazione più importante che è stata possibile osservare è la costituzione del motore in moduli, i quali possono essere suddivisi singolarmente permettendo una più efficace e semplice manutenzione. Si contano, nella suddivisione del motore, 10 moduli.

Nel propulsore sono presenti 21 porte di accesso che permettono la completa ispezione di tutti gli stadi del motore e della sezione di combustione.

Il primo avviamento del JT9D si è svolto nel Dicembre del 1966, mentre il primo volo di test a bordo di un Boeing B-52E risale al Giugno del 1968. Il primo volo a bordo del Boeing 747 è datato 9 Febbraio 1969.

La versione JT9D-3A incorpora un sistema di iniezione ad acqua a $26.7^{\circ}C$ affinché sia possibile raggiungere delle spinte di $200.8 kN$. Esso alimenta il Boeing 747-100 e -200B e fu certificato nel Dicembre 1970.

4.1.1 Dati di progetto

A differenza dei propulsori precedenti, in questo caso i dati di progetto includono due parametri addizionali che sono il rapporto tra portata d'aria fredda e portata d'aria calda attraverso il BPR ed il rapporto di compressione del componente fan.

COEFFICIENTE	VALORE
Condizioni di volo	
Mach di ingresso, M_0	0.85
Quota, z [m]	13468
Calore specifico aria, c_p [J/(kg K)]	1004
Costante dei gas perfetti per aria, R [J/(kg K)]	287
Presa d'aria	
Portata d'aria in ingresso, \dot{m} [kg/s]	684
Coefficiente di perdita della presa d'aria, ε_d	0.98
Fan	
By-pass ratio, μ	5.17
Rapporto di compressione, β_{cf}	1.6
Rendimento meccanico del compressore, η_{mcf}	1
Rendimento adiabatico del compressore, η_{cf}	0.87
Compressore di bassa pressione	
Rapporto di compressione, β_{cL}	2.53
Rendimento meccanico del compressore, η_{mcL}	1
Rendimento adiabatico del compressore, η_{cL}	0.87
Compressore di alta pressione	
Rapporto di compressione, β_{cH}	5.31
Rendimento meccanico del compressore, η_{mcH}	1

Rendimento adiabatico del compressore, η_{cH}	0.87
Combustore	
Calore specifico gas combusti, $c'_p [J/(kg K)]$	1184
Costante dei gas perfetti per i gas combusti, $R' [J/(kg K)]$	293.77
Potere calorifico inferiore, $H_i [MJ/kg]$	43.031
Rendimento di combustione, η_b	0.9
Coefficiente di perdita del combustore, ε_b	1
Temperatura di ingresso turbina, $T_{At} [K]$	1243
Turbina di alta pressione	
Rendimento meccanico della turbina, η_{mtH}	0.95
Rendimento adiabatico della turbina, η_{tH}	0.93
Turbina di bassa pressione	
Rendimento meccanico della turbina, η_{mtL}	0.95
Rendimento adiabatico della turbina, η_{tL}	0.93
Altri parametri	
Numero di giri dell'albero di bassa pressione a progetto, $N_L [rpm]$	9000
Numero di giri dell'albero di alta pressione a progetto, $N_H [rpm]$	10000
Momento d'inerzia dell'albero di bassa pressione, $I_L [kg m^2]$	2
Momento d'inerzia dell'albero di alta pressione, $I_H [kg m^2]$	0.7876

4.1.2 Numerazione delle stazioni

L'aggiunta del fan comporta, quindi, una modifica della numerazione delle stazioni. Inoltre, la presenza del fan, e di un nuovo flusso, determina l'introduzione di un secondo ugello che per differenziarlo da quello che permette l'espansione del flusso principale, da qui in poi definito come flusso caldo, viene detto ugello del flusso freddo. Nella figura 4.2 è possibile apprezzare quanto segue:

- STAZIONE 0: Condizione indisturbata a monte del propulsore;
- STAZIONE 1: Ingresso del propulsore, quindi della presa d'aria;
- STAZIONE 2: Uscita della presa d'aria del flusso caldo, ingresso fan;
- STAZIONE 13: Uscita fan, ingresso ugello flusso freddo e compressore di bassa pressione;

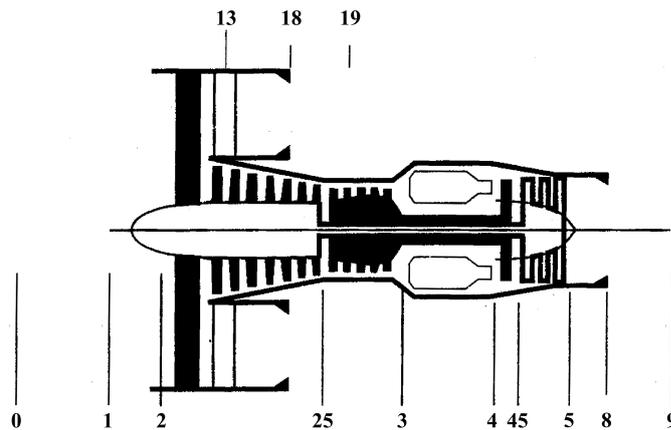


Figura 4.2: Numerazione delle stazioni per il JT9D-3A

- STAZIONE 18: Gola dell'ugello del flusso freddo;
- STAZIONE 19: Uscita ugello del flusso freddo;
- STAZIONE 25: Uscita del compressore di bassa pressione, ingresso del compressore di alta pressione;
- STAZIONE 3: Uscita del compressore di alta pressione, ingresso del combustore;
- STAZIONE 4: Uscita del combustore, ingresso della turbina di alta pressione;
- STAZIONE 45: Uscita della turbina di alta pressione, ingresso della turbina di bassa pressione;
- STAZIONE 5: Uscita della turbina di bassa pressione, ingresso dell'ugello del flusso caldo;
- STAZIONE 8: Gola dell'ugello del flusso caldo;
- STAZIONE 9: Uscita del propulsore.

4.2 Funzionamento a progetto

Le relazioni utilizzate per lo studio delle condizioni di funzionamento a progetto per un turbofan sono analoghe a quelle proposte nel capitolo 3 per la medesima analisi effettuata sul turbogetto bialbero.

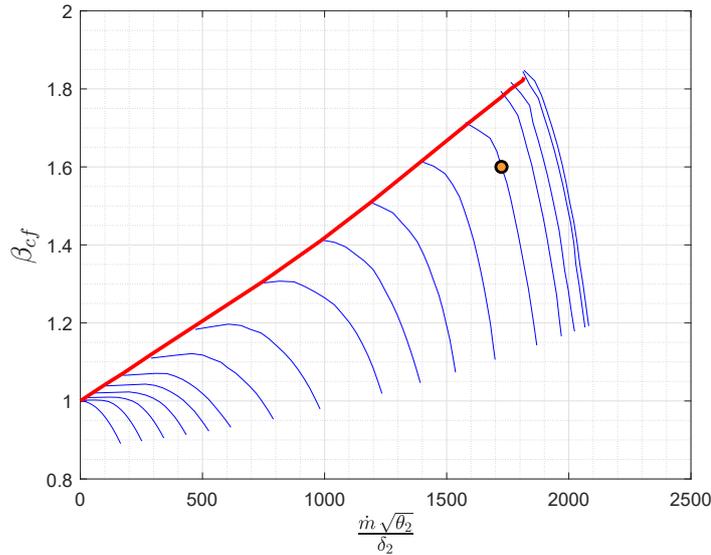


Figura 4.3: Punto di progetto sulla mappa del fan

Unica eccezione è che in questa tipologia di propulsore sono presenti due componenti aggiuntivi, questi sono il fan e l'ugello del flusso freddo, rispetto allo studio effettuato nel precedente capitolo.

In base a quanto appena esposto, in seguito saranno trattati nel dettaglio soltanto i due componenti aggiuntivi. Il resto dei parametri ricavati dallo studio a progetto vengono proposti attraverso una tabella nella presente sezione.

4.2.1 Fan

Il fan non è altro che un compressore e tipicamente esso è costituito da un singolo stadio, come avviene per il JT9D-3A. Il flusso d'aria che attraversa il fan viene diviso in due, in base al valore del *by-pass ratio* del motore, una parte che attraversa tutti i componenti interni al motore detta flusso caldo e una parte che viene fatta espandere in un ugello detta flusso freddo.

Generalmente, seppur costituito da un singolo stadio il rapporto di compressione del fan è superiore rispetto al rapporto di compressione associato ad un singolo stadio del compressore.

Le relazioni che permettono di identificare i valori di temperatura e pressione totale all'uscita del componente in questione sono uguali a quelle del compressore.

Il flusso d'aria, quindi, nella stazione 13 è costituito dalle seguenti caratteristiche:

$$T_{13t} = \left[1 + \frac{1}{\eta_{cf}} \left(\beta_{cf}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right] T_{2t} = 291.79 K$$

$$p_{13t} = \beta_{cf} p_{2t} = 59954.62 Pa$$

I dati utilizzati per la costituzione della mappa del fan sono analoghi a quelli adottati per i due compressori che lo seguono. Questi sono poi riscaldati ai parametri di progetto del componente in esame. In particolare, la portata corretta che permette di fissare il punto di progetto sulla mappa del fan, rappresentato in figura 4.3, è:

$$\frac{\dot{m} \sqrt{\theta_{2t}}}{\delta_{2t}} = 1724.25 \frac{kg}{s}$$

dove $\theta_{2t} = T_{2t}/T_{ref}$ e $\delta_{2t} = p_{2t}/p_{ref}$.

La portata d'aria che attraversa il fan è somma, quindi, della portata d'aria di flusso caldo, \dot{m}_c , e flusso freddo, \dot{m}_f .

$$\dot{m} = \dot{m}_c + \dot{m}_f = \dot{m}_c (1 + \mu)$$

Da questa si ricavano i seguenti valori per le portate d'aria:

$$\dot{m}_c = 110.86 \frac{kg}{s}$$

$$\dot{m}_f = 573.14 \frac{kg}{s}$$

4.2.2 Ugello di flusso freddo

L'ugello di flusso freddo si comporta in maniera analoga all'ugello di flusso caldo. Non avendo considerato perdite e ipotizzando adiabatica la trasformazione che accompagna il passaggio attraverso l'ugello di flusso freddo, i parametri di temperatura e pressione totale all'uscita del componente sono uguali a quelli in ingresso allo stesso.

$$T_{19t} = T_{13t} = 291.79 K$$

$$p_{19t} = p_{13t} = 59954.62 Pa$$

In base ai parametri in uscita dal fan si ricava che anche l'ugello di flusso freddo, nelle condizioni di funzionamento a progetto, è critico. Quindi sarà caratterizzato in uscita da un numero di Mach unitario.

$$M_{19} = 1$$

Attraverso questo valore, considerando l'ugello semplicemente convergente, i parametri di pressione e temperatura statiche all'uscita sono:

$$T_{19} = 243.16 \text{ K}$$

$$p_{19} = 31672.93 \text{ Pa}$$

Da essi è facile ottenere la densità del flusso in uscita:

$$\rho_{19} = 0.45 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

Dunque, la velocità di uscita:

$$V_{19} = M_{19} \sqrt{\gamma R T_{19}} = 312.5 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Si è in possesso di tutti i parametri per la determinazione dell'area di uscita del componente.

$$A_{19} = \frac{\dot{m}_f}{\rho_{19} V_{19}} = 4.04 \text{ m}^2$$

Grazie alla conoscenza delle condizioni in ingresso di tale ugello è possibile fissare il punto di progetto sulla mappa del componente (figura 4.4), caratterizzato dalla seguente portata corretta:

$$\frac{\dot{m}_f \sqrt{\theta_{13t}}}{\delta_{13t}} = 974.73 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

dove $\theta_{13t} = T_{13t}/T_{ref}$ e $\delta_{13t} = p_{13t}/p_{ref}$.

4.2.3 Caratteristiche in condizioni di funzionamento a progetto

Nella tabella seguente sono esposti tutti i valori di pressione e temperatura per i componenti attraversati dalla portata di flusso caldo. Inoltre, sono indicati i valori di portata corretta che caratterizza ogni componente in modo da poter riscaldare le mappe per utilizzarle durante il successivo studio delle condizioni di funzionamento di fuori progetto.

COEFFICIENTE

VALORE

Compressore di bassa pressione	
Temperatura totale di uscita, T_{25t} [K]	393.61
Pressione totale di uscita, p_{25t} [Pa]	151632.94
Portata corretta di ingresso, $\dot{m}_c \sqrt{\theta_{13t}}/\delta_{13t}$ [kg/s]	188.54
Compressore di alta pressione	
Temperatura totale di uscita, T_{3t} [K]	670.29
Pressione totale di uscita, p_{3t} [Pa]	805640.25
Portata corretta di ingresso, $\dot{m}_c \sqrt{\theta_{25t}}/\delta_{25t}$ [kg/s]	86.58
Combustore	
Temperatura totale di uscita, T_{4t} [K]	1243
Pressione totale di uscita, p_{4t} [Pa]	805640.25
Rapporto combustibile/ossidante, f	0.0178
Portata combustibile, \dot{m}_b [kg/s]	1.97
Turbina di alta pressione	
Temperatura totale di uscita, T_{45t} [K]	1007.79
Pressione totale di uscita, p_{45t} [Pa]	322069.14
Portata corretta di ingresso, $\dot{m}_c \sqrt{\theta_{4t}}/\delta_{4t}$ [kg/s]	29.47
Turbina di alta pressione	
Temperatura totale di uscita, T_{5t} [K]	704.24
Pressione totale di uscita, p_{5t} [Pa]	66511.95
Portata corretta di ingresso, $\dot{m}_c \sqrt{\theta_{45t}}/\delta_{45t}$ [kg/s]	66.39
Ugello flusso caldo	
Temperatura totale di uscita, T_{9t} [K]	704.24
Pressione totale di uscita, p_{9t} [Pa]	66511.95
Portata corretta di ingresso, $\dot{m}_c \sqrt{\theta_{5t}}/\delta_{5t}$ [kg/s]	268.73
Mach di uscita, M_9 Temperatura statica di uscita, T_9 [K]	604.49
Pressione statica di uscita, p_9 [Pa]	35940.66
Densità flusso in uscita, ρ_9 [kg/m ³]	0.20
Velocità flusso in uscita, V_9 [m/s]	485.99
Area di uscita, A_9 [m ²]	1.15

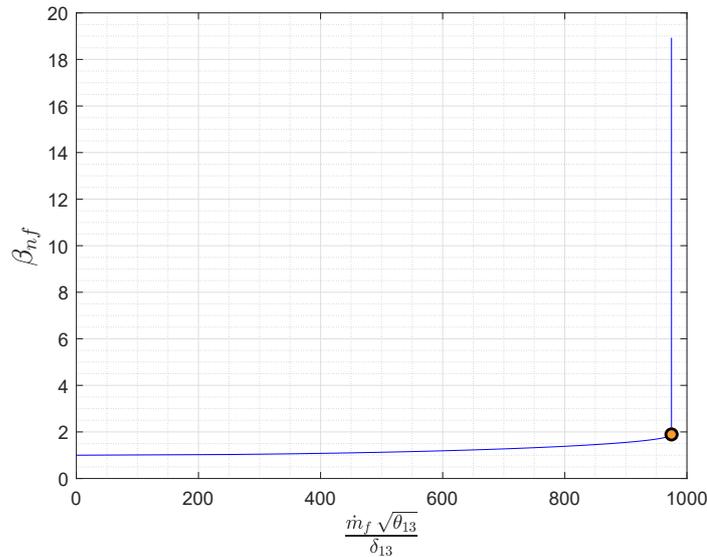


Figura 4.4: Punto di progetto sulla mappa dell'ugello di flusso freddo

Dai valori ottenuti è facilmente ricavabile il valore della spinta in condizioni di funzionamento a progetto.

$$S = 107110.22 \text{ N}$$

Si nota come, se confrontata con quella relativa al turbogetto bialbero del capitolo precedente, l'aggiunta del fan, quindi di un secondo flusso d'aria, in grado di elaborare elevate portate determini un notevole incremento della spinta.

Altro confronto può essere fatto sul consumo specifico della spinta. L'introduzione di un flusso d'aria secondario che non partecipa alla combustione fornisce una riduzione sostanziale di questo parametro. L'effetto utile in un turbofan è, quindi, superiore rispetto alle categorie di motori viste in precedenza.

$$TSFC = \frac{\dot{m}_b}{S} = 0.1844 \times 10^{-4} \frac{\text{kg}}{\text{N s}}$$

4.3 Funzionamento fuori progetto

Lo studio delle condizioni di equilibrio alle quali si pone ad operare il motore durante il funzionamento in condizioni di fuori progetto è dettato dalla modifica di alcune delle equazioni che sono state esposte nel capitolo precedente per effettuare la stessa analisi per il turbogetto bialbero. Nello sviluppo successivo, però, è necessario tenere in considerazione che l'aggiunta di un secondo flusso determina

un aumento delle variabili in gioco, quindi delle equazioni di bilancio che governano l'equilibrio del motore.

La manetta per ricavare le condizioni di funzionamento fuori progetto è la stessa utilizzata in entrambi gli studi precedenti, quindi prevede la diminuzione graduale della temperatura totale in ingresso alla turbina di bassa pressione. La riduzione di essa è sviluppata fino al raggiungimento della condizione di minima spinta.

$$S_{IDLE} = 0.05 S^* = 5335.51 N$$

4.3.1 Equazioni di equilibrio

In modo analogo a quanto esposto nel capitolo dedicato al turbogetto bialbero, le prime due equazioni di bilancio corrispondono al garantire il corretto equilibrio, potenza complessiva nulla, sui due alberi.

Sull'albero di bassa pressione si deve compiere:

$$\boxed{\dot{m}_c (1 + f) c_p' \eta_{mtL} (T_{45t} - T_{5t}) = \frac{\dot{m}_c}{\eta_{mcf}} (1 + \mu) c_p (T_{13t} - T_{2t}) + \frac{\dot{m}_c}{\eta_{mcL}} c_p (T_{25t} - T_{13t})} \quad (4.1)$$

In quest'ultima è possibile apprezzare il contributo del fan, mentre sull'albero di alta pressione l'equazione è analoga a quella del turbogetto bialbero:

$$\boxed{\dot{m}_c (1 + f) c_p' \eta_{mtH} (T_{4t} - T_{45t}) = \frac{\dot{m}_c}{\eta_{mcH}} c_p (T_{3t} - T_{25t})} \quad (4.2)$$

Le equazioni che seguono servono a garantire la congruenza delle portate corrette che attraversano i vari componenti del motore.

La portata corretta che attraversa il fan deve essere congruente a quella che attraversa il compressore di alta pressione. Si ricorda che mentre il fan è attraversato dalla portata d'aria complessiva, il compressore di alta pressione è raggiunto soltanto dalla componente calda.

$$\boxed{\frac{\dot{m}_c \sqrt{T_{25t}}}{p_{25t}} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_{2t}}}{p_{2t}} \frac{p_{2t}}{p_{25t}} \sqrt{\frac{T_{25t}}{T_{2t}}} \frac{1}{(1 + \mu)}} \quad (4.3)$$

All'equilibrio si ha congruenza tra la portata corretta che attraversa la turbina di bassa pressione e il fan.

$$\boxed{\frac{\dot{m}_c (1 + f) \sqrt{T_{45t}}}{p_{45t}} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_{2t}}}{p_{2t}} \frac{p_{2t}}{p_{45t}} \sqrt{\frac{T_{45t}}{T_{2t}}} \frac{(1 + f)}{(1 + \mu)}} \quad (4.4)$$

Così come è rispettata la congruenza tra la portata d'aria corretta che attraversa la turbina di alta pressione e il compressore di alta pressione.

$$\boxed{\frac{\dot{m}_c (1 + f) \sqrt{T_{4t}}}{p_{4t}} = \frac{\dot{m}_c \sqrt{T_{25t}}}{p_{25t}} \frac{p_{25t}}{p_{4t}} \sqrt{\frac{T_{4t}}{T_{25t}}} (1 + f)} \quad (4.5)$$

Il legame dell'ugello di flusso caldo con il motore a monte è dettato dal rispetto della seguente:

$$\boxed{\frac{\dot{m}_c (1 + f) \sqrt{T_{45t}}}{p_{45t}} = \frac{\dot{m}_c (1 + f) \sqrt{T_{5t}}}{p_{5t}} \frac{p_{5t}}{p_{45t}} \sqrt{\frac{T_{45t}}{T_{5t}}}} \quad (4.6)$$

L'aumento delle equazioni di bilancio che garantiscono l'equilibrio del turbofan è dovuto all'introduzione dell'ugello di flusso freddo, attraverso il quale deve essere garantita la continuità della portata corretta in ingresso ad esso rispetto a quella in ingresso al fan.

$$\boxed{\frac{\dot{m}_f \sqrt{T_{13t}}}{p_{13t}} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_{2t}}}{p_{2t}} \sqrt{\frac{T_{13t}}{T_{2t}}} \frac{p_{2t}}{p_{13t}} \frac{\mu}{(1 + \mu)}} \quad (4.7)$$

4.3.2 Variabili utilizzate

L'introduzione di un'ulteriore equazione di equilibrio porta con sé l'aumento delle variabili che sono necessarie per la chiusura del problema.

Affinché sia possibile determinare la linea di funzionamento su qualsiasi componente del JT9D-3A si utilizzano le seguenti variabili:

- Rapporto di compressione del fan: β_{cf} ;
- Rapporto di compressione del compressore di bassa pressione: β_{cL} ;
- Rapporto di compressione del compressore di alta pressione: β_{cH} ;
- Rapporto di espansione della turbina di bassa pressione: β_{tL} ;
- Rapporto di espansione della turbina di alta pressione: β_{tH} ;
- Percentuale del numero di giri corretti dal lato del fan: $\%N_{cf_{corr}}$;
- Percentuale del numero di giri corretti dal lato del compressore di alta pressione: $\%N_{cH_{corr}}$.

Il calcolo di tali variabili, ad ogni riduzione della manetta del motore, avviene come già precedentemente esposto attraverso il metodo iterativo di Newton-Raphson dove, nel caso del turbofan, il vettore delle funzioni, essendo costituito dalle equazioni esposte nel precedente paragrafo, è formato da 7 componenti. La definizione del vettore delle funzioni determina la dimensione della matrice Jacobiana, o delle derivate, che caratterizzano il problema del turbofan. Quest'ultima sarà, quindi, di dimensione 7×7 in ogni iterazione.

Come già esposto nei capitoli precedenti, le variabili saranno registrate, dunque un nuovo punto di funzionamento è trovato, quando il residuo raggiunge un valore inferiore a 10^{-15} .

4.3.3 Comportamento del fan

Nella figura 4.5 è apprezzabile la linea di funzionamento del fan. Essa ha una tendenza differente rispetto a quella che sarà disponibile sul compressore di bassa pressione.

Alla riduzione della manetta si osserva nella relativa figura come la linea di funzionamento si allontana sempre di più dalla linea del pompaggio del rispettivo componente. Inoltre, la linea ricavata considera la portata corretta costituita dalla portata complessiva, flusso caldo e flusso freddo. Nel fan, piccole variazioni della manetta comportano brusche riduzioni del rapporto di compressione attraverso esso.

4.3.4 Comportamento del compressore di bassa pressione

La linea di funzionamento osservabile sul compressore di bassa pressione, figura 4.6, assume un comportamento circa parallelo alla linea del pompaggio. Questo è visibile sin quando l'ugello relativo al flusso caldo non si sblocca, qui la linea inizia ad avvicinarsi alla condizione di pompaggio.

4.3.5 Comportamento del compressore di alta pressione

A differenza della linea di funzionamento del componente precedente, quella del compressore di alta pressione, figura 4.7, è costituita da un andamento pressoché lineare tra il rapporto di compressione, che il componente esercita sul flusso d'aria di passaggio, e la portata corretta in ingresso ad esso.

È possibile visualizzare come man mano che viene ridotta la portata corretta la linea di funzionamento si allontana dalla condizione di pompaggio.

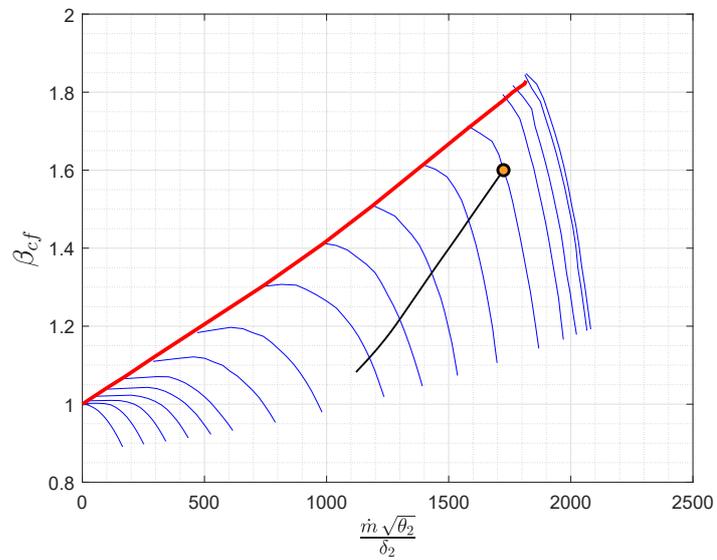


Figura 4.5: Linea di funzionamento sulla mappa del fan

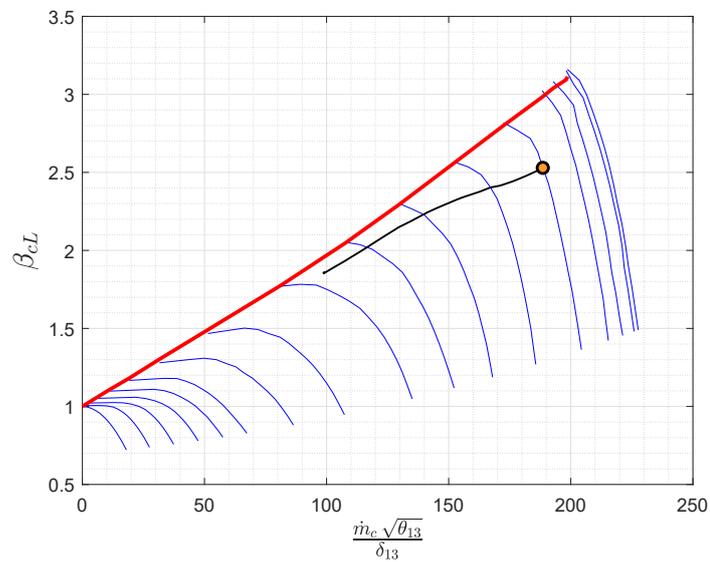


Figura 4.6: Linea di funzionamento sulla mappa del compressore di bassa pressione

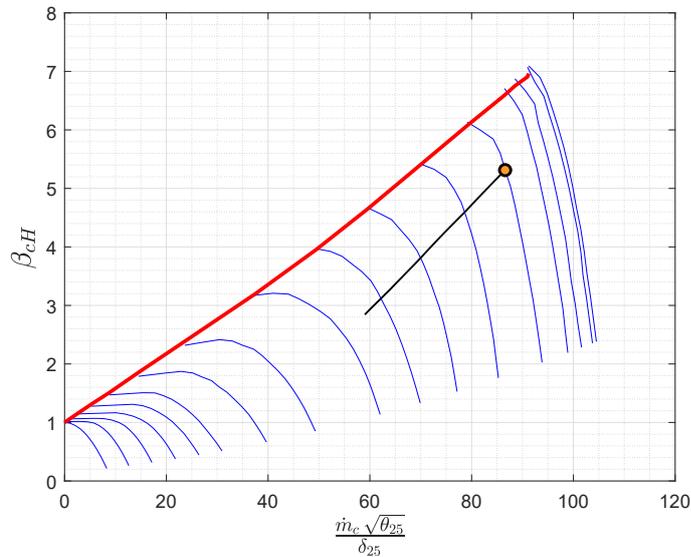


Figura 4.7: Linea di funzionamento sulla mappa del compressore di alta pressione

4.3.6 Comportamento della turbina di alta pressione

In modo analogo a quanto era stato possibile apprezzare nella sezione riguardante la linea di funzionamento sulla mappa della turbina di alta pressione per l'Olympus 593, anche per il JT9D-3D i punti che determinano l'equilibrio del motore sono confinati ad una ristretta parte della stessa, tali da essere confondibili con il punto di progetto (figura 4.8). Il comportamento assunto indica la criticità del componente per quasi tutti i punti ai quali il propulsore si trova ad operare.

4.3.7 Comportamento della turbina di bassa pressione

Rispetto alla turbina di alta pressione, quella di bassa pressione, la cui mappa è visualizzabile nella figura 4.9, è caratterizzata da una linea di funzionamento ben visibile, segno che la turbina, una volta che l'ugello a valle si trova ad operare in condizioni di funzionamento subcritiche, si sblocca vedendo variare la portata corretta ed il rapporto di espansione attraverso essa.

4.4 Funzionamento in transitorio

La determinazione del comportamento delle variabili nelle condizioni di funzionamento durante un transitorio è analoga a quella ottenuta nel capitolo riguardante

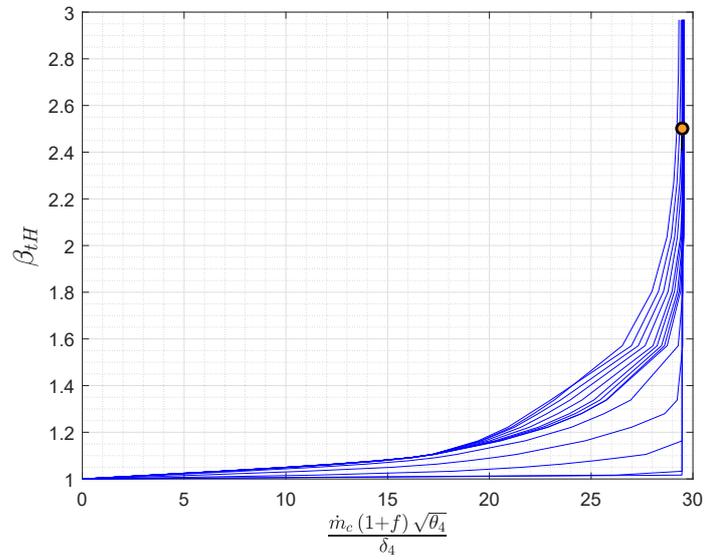


Figura 4.8: Linea di funzionamento sulla mappa della turbina di alta pressione

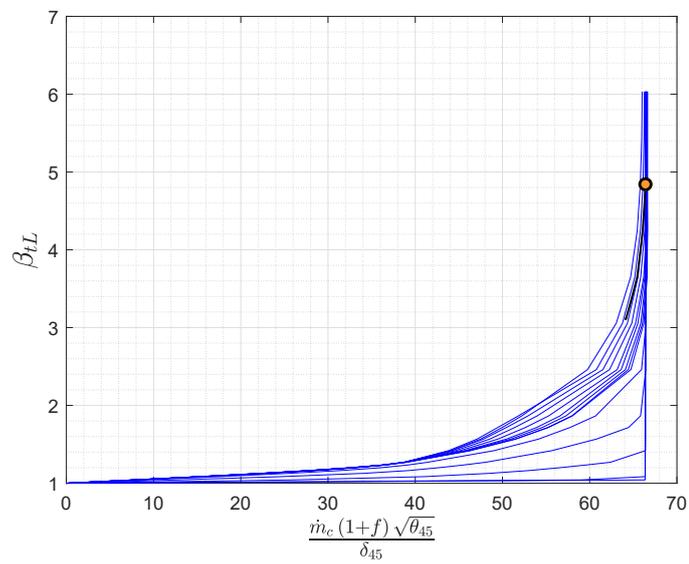


Figura 4.9: Linea di funzionamento sulla mappa della turbina di bassa pressione

il turbogetto bialbero. Ciò è dovuto al fatto che gli alberi, per un turbofan, sono sempre due. In questa sezione è necessario pertanto tenere in considerazione la differenza che si osserva tra le inerzie dei due alberi, in quanto la presenza di un componente di grande diametro e peso, quale il fan, comporta un aumento non indifferente del momento d'inerzia misurato sull'albero di bassa pressione.

Rispetto alle funzioni determinate nel capitolo riguardante il turbogetto bialbero, in quella che garantisce il bilancio di potenza sull'albero di bassa pressione deve essere incluso il contributo del fan ed a tutte le restanti bisogna mostrare molta attenzione alle portate in gioco: per alcuni componenti bisogna considerare il flusso caldo, per altri il freddo.

L'unica differenza sostanziale, rispetto all'Olympus 593, è la modifica delle dimensioni del vettore delle funzioni al quale è necessario aggiungere una nuova funzione che garantisce un corretto bilancio tra la portata corretta che attraversa il fan e quella che confluisce nell'ugello di flusso freddo. Dunque, la funzione da aggiungere è la seguente:

$$f_7(\bar{X}) = \frac{\dot{m}_f \sqrt{T_{13t}}}{p_{13t}} - \frac{\dot{m} \sqrt{T_{2t}}}{p_{2t}} \sqrt{\frac{T_{13t}}{T_{2t}}} \frac{p_{2t}}{p_{13t}} \frac{\mu}{(1 + \mu)} \quad (4.8)$$

Così come è stato fatto per lo studio dei punti di funzionamento di fuori progetto, il vettore delle variabili ha la stessa forma e dimensione del precedente quindi la matrice Jacobiana resta delle stesse dimensioni, ovvero 7×7 .

4.4.1 Risposta ad una variazione lineare del flusso combustibile

In questa sezione viene valutato il comportamento in fase transitoria del JT9D-3A quando il pilota varia l'apporto di flusso combustibile in camera di combustione in maniera lineare.

La manetta adottata per l'analisi in oggetto è della seguente forma:

$$\phi = \frac{\dot{m}_b}{\dot{m}_b^*} \times 100$$

Invece, la legge di manetta cui è soggetto il motore assume l'espressione analitica qui riportata.

$$\phi = \begin{cases} 100 \% & \text{se } t \leq 5 \text{ s} \\ 100 - \frac{40}{3} (t - 5) \% & \text{se } 5 \text{ s} < t \leq 8 \text{ s} \\ 60 \% & \text{se } t > 8 \text{ s} \end{cases}$$

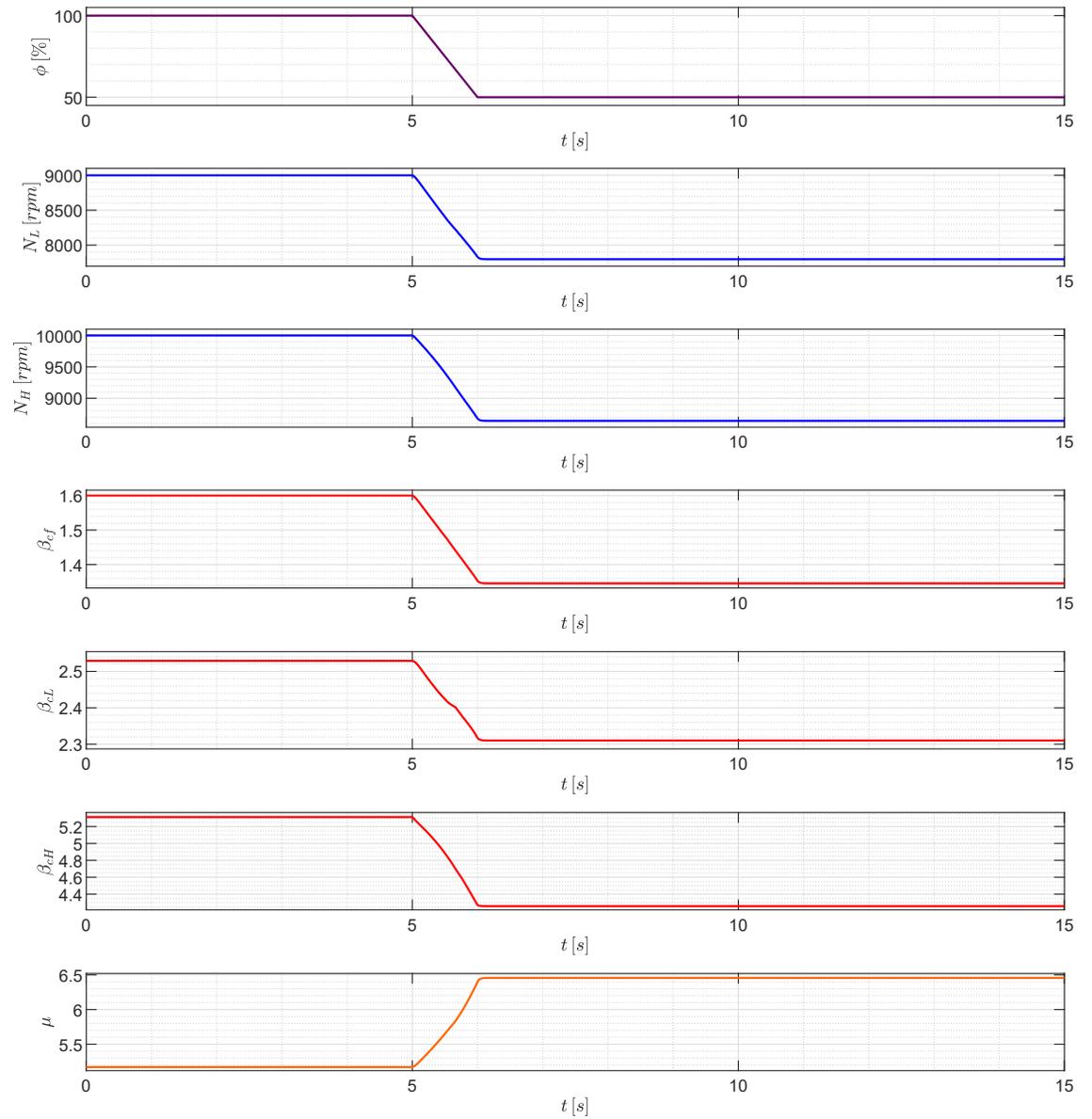


Figura 4.10: Risposta ad una variazione lineare del flusso combustibile

Attraverso la risposta del motore, mostrata in figura 4.10, si osserva che ad una variazione lineare del flusso combustibile non è possibile apprezzare molto il transitorio. Questo, infatti, si estingue in un lasso di tempo eccessivamente piccolo.

Tale comportamento è dovuto allo smaltimento di portate d'aria, da parte del turbofan, molto elevate che inducono a grandi potenze sull'albero. Ciò determina una pronta risposta da parte del motore.

Tutti i parametri del motore si abbassano, al ridurre la manetta, segno che il motore decelera.

Dai risultati perviene anche che la riduzione della manetta determina un aumento del *by-pass ratio*, quindi la portata d'aria di flusso caldo si riduce in maniera molto più accentuata rispetto a quella che attraversa l'ugello di flusso freddo.

4.4.2 Risposta ad una variazione ad onda quadra del flusso combustibile

Non essendo stato possibile apprezzare notevolmente quanto accade al turbofan JT9D-3A in seguito ad una variazione lineare del flusso combustibile. Si procede in questa sezione a valutare la risposta del motore quando è soggetto ad una variazione della manetta ad intermittenza, assimilabile ad un'onda quadra.

Sfruttando la manetta definita nel paragrafo precedente, il propulsore è sollecitato attraverso la seguente legge:

$$\phi = \begin{cases} 70\% & \text{se } t \leq 2s, \quad 4s < t \leq 6s, \quad 8s < t \leq 10s \\ 60\% & \text{se } 2s < t \leq 4s, \quad 6s < t \leq 8s \end{cases}$$

Utilizzando la figura 4.11 si osserva chiaramente la presenza della dinamica dei rotori durante la fase transitoria.

Attraverso i grafici si assiste ad una estinzione del transitorio secondo un andamento del primo ordine. Seppur il numero di giri di entrambi gli alberi sembra essere costituito dallo stesso tempo di esaurimento del transitorio, la differenza tra i valori dei momenti d'inerzia su di essi la si apprezza in miglior modo attraverso i rapporti di compressione.

Il rapporto di compressione di alta pressione, infatti, è caratterizzato da un tempo di assestamento al valore asintotico più breve rispetto ai rapporti di compressione del fan e del compressore di bassa pressione.

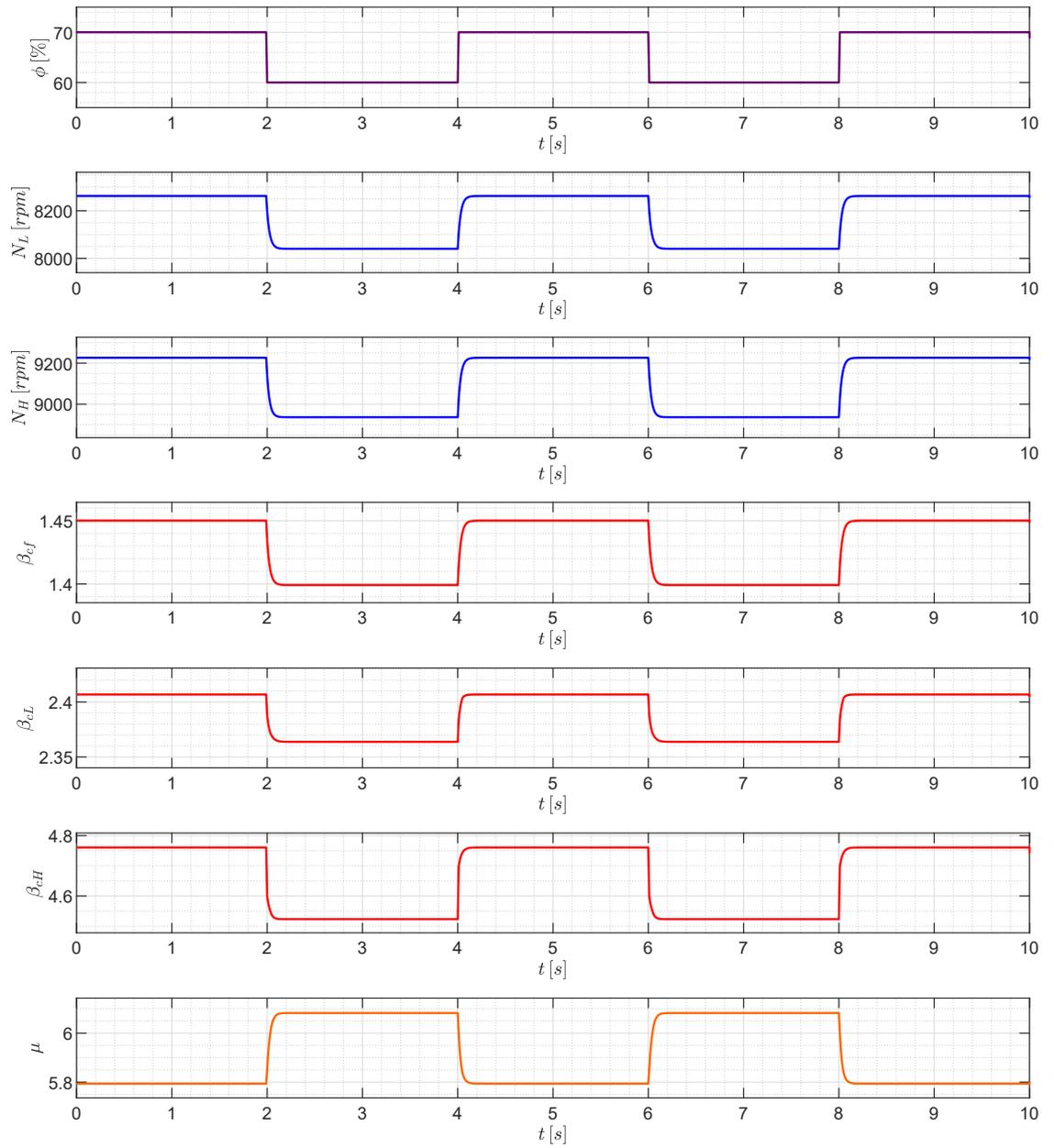


Figura 4.11: Risposta ad una variazione ad onda quadra del flusso combustibile

Capitolo 5

Turbofan a flussi miscelati

È interessante valutare il comportamento di un'ulteriore categoria di motori, i turbofan a flussi miscelati. A questa categoria appartengono i propulsori militari, i quali sono caratterizzati da un basso valore di *by-pass ratio* e tramite l'aggiunta di un ulteriore componente, il miscelatore (*mixer*), è possibile unire i due flussi, caldo e freddo, incrementando le prestazioni del motore, in particolar modo la spinta. Ovviamente, l'introduzione del miscelatore comporta un incremento nel peso del singolo propulsore, per questo motivo bisogna controllare i benefici sul rapporto spinta/peso. L'aggiunta del nuovo componente implica la riduzione nei parametri assegnati in fase di progetto, questo perché la scelta del *by-pass ratio* fissa il rapporto di compressione del fan al flusso freddo e viceversa. Affinché sia possibile determinare un simulatore per questa categoria di propulsori, viene valutato nel dettaglio il *Turbo Union* - RB199.

5.1 Caratteristiche del propulsore

Il propulsore *Turbo Union* - RB199 è un prodotto dovuto alla cooperazione di tre grandi aziende: *Rolls-Royce*, *MTU Aero Engines* e *Avio Aero*.

Due turbofan RB199 equipaggiano il caccia multiruolo Tornado, che è presente nelle forze armate di Gran Bretagna, Germania, Italia e Arabia Saudita. Il propulsore in questione fu progettato proprio per garantire al Tornado delle importanti performances. Allo scopo di avere un motore in grado di poter variare senza problemi i requisiti di missione, esso è stato progettato con tre alberi e un postcombustore. Grazie alla presenza, su tale propulsore, della *Digital Engine Control Unit (DECU)* è stato possibile ridurre in modo notevole il carico di lavoro da parte del pilota durante le operazioni.

Come la quasi totalità dei propulsori moderni, anche il *Turbo Union* - RB199 è costituito da un assemblaggio modulare, il che permette di effettuare una rapida

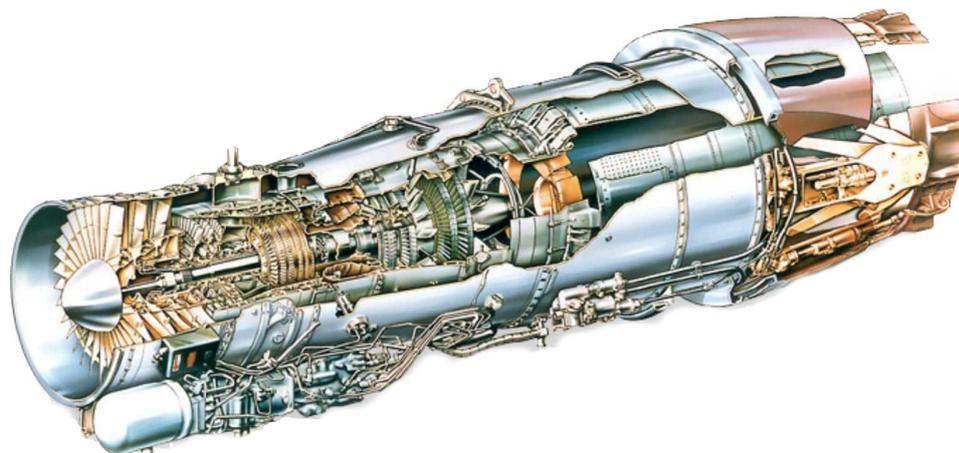


Figura 5.1: Turbo Union - RB199

manutenzione e sostituzione dei componenti dello stesso, garantendo un'elevata affidabilità.

Il progetto del turbofan RB199 consente alle parti rotanti del motore di girare a differenti velocità consentendo ad ognuna di operare nelle condizioni di velocità ottimale.

Allo scopo di ridurre il peso e le vibrazioni le palette del fan sono assemblate tramite la tecnica della saldatura a fascio elettronico. In questo modo è possibile anche permettere una riparazione più efficiente delle palette del fan, in particolare le palette vecchie o danneggiate vengono tagliate e le nuove sono saldate.

Il primo test in volo venne effettuato nell'Aprile del 1973 sul bombardiere strategico Avro 698 Vulcan, lo stesso utilizzato per testare l'Olympus 593.

La *Rolls-Royce* si è incaricata della progettazione di una grande parte del motore, queste includevano la presa d'aria, il *casing* del componente di bassa pressione, il fan, il sistema di combustione, la turbina di alta pressione includendo il proprio *casing* ed il sistema di controllo di combustibile. La *MTU* si concentrò nella produzione dei compressori di intermedia ed alta pressione, del *casing* dei componenti di intermedia pressione, della *gearbox* e della *accessory drive*, del condotto di *bypass* e del *casing* esterno, della turbina di intermedia pressione, dell'albero relativo e degli inversori di spinta. *Avio* fu incaricata, invece, di produrre l'intera turbina di bassa pressione con il relativo albero, della parte terminale del postcombustore e dell'ugello a geometria variabile.

Tutte le varianti del *Turbo Union* - RB199 sono costituite da tre alberi concentrici, definendo i componenti di bassa, intermedia ed alta pressione. Il compressore di bassa pressione (fan) e quello di intermedia pressione sono dotati di tre stadi di

compressione ognuno e ruotano in senso orario, mentre quello di alta pressione è costituito da sei stadi di compressione e ruota in senso opposto per ridurre gli effetti giroscopici.

Il propulsore è costituito da una camera di combustione di tipo anulare, mentre le turbine sono tutte costituite da singolo stadio, tranne quella di bassa pressione costituita da due stadi.

5.1.1 Dati del propulsore

Nella tabella sottostante è possibile valutare i parametri di progetto relativi al *Turbo Union* - RB199. In essa si osserva che a progetto è fornito il valore del *by-pass ratio*, per cui successivamente sarà calcolato il rapporto del compressore del fan relativo al flusso freddo.

COEFFICIENTE	VALORE
Condizioni di volo	
Mach di ingresso, M_0	0
Quota, z [m]	0
Calore specifico aria, c_p [J/(kg K)]	1004
Costante dei gas perfetti per aria, R [J/(kg K)]	287
Presca d'aria	
Portata d'aria in ingresso, \dot{m} [kg/s]	70
Coefficiente di perdita della presa d'aria, ε_d	0.98
Fan	
By-pass ratio, μ	1.1
Rapporto di compressione del fan per il flusso caldo, β_{cL}	2
Rendimento meccanico del fan, η_{mcf}	1
Rendimento adiabatico del fan, η_{cf}	0.88
Compressore di intermedia pressione	
Rapporto di compressione, β_{cI}	2.35
Rendimento meccanico del compressore, η_{mcI}	1
Rendimento adiabatico del compressore, η_{cI}	0.88
Compressore di alta pressione	
Rapporto di compressione, β_{cH}	5
Rendimento meccanico del compressore, η_{mcH}	1
Rendimento adiabatico del compressore, η_{cH}	0.88

Combustore	
Calore specifico gas combusti, $c'_p [J/(kg K)]$	1184
Costante dei gas perfetti per i gas combusti, $R' [J/(kg K)]$	293.77
Potere calorifico inferiore, $H_i [MJ/kg]$	43.260
Rendimento di combustione, η_b	0.98
Coefficiente di perdita del combustore, ε_b	1
Temperatura di ingresso turbina, $T_{4t} [K]$	1600
Turbina di alta pressione	
Rendimento meccanico della turbina, η_{mtH}	0.98
Rendimento adiabatico della turbina, η_{tH}	0.93
Turbina di intermedia pressione	
Rendimento meccanico della turbina, η_{mtI}	0.98
Rendimento adiabatico della turbina, η_{tI}	0.93
Turbina di bassa pressione	
Rendimento meccanico della turbina, η_{mtL}	0.98
Rendimento adiabatico della turbina, η_{tL}	0.93
Postcombustore	
Rendimento di postcombustione, η_{ab}	0.95
Coefficiente di perdita del postcombustore, ε_{ab}	1
Temperatura di uscita postcombustore, $T_{7t} [K]$	1900
Altri parametri	
Numero di giri dell'albero di bassa pressione a progetto, $N_L [rpm]$	12000
Numero di giri dell'albero di intermedia pressione a progetto, $N_I [rpm]$	13000
Numero di giri dell'albero di alta pressione a progetto, $N_H [rpm]$	15000
Momento d'inerzia dell'albero di bassa pressione, $I_L [kg m^2]$	1.5
Momento d'inerzia dell'albero di intermedia pressione, $I_L [kg m^2]$	0.7876
Momento d'inerzia dell'albero di alta pressione, $I_H [kg m^2]$	0.7876

5.1.2 Numerazione delle stazioni

Le stazioni del *Turbo Union* - RB199 sono espresse nella figura 5.2 e rappresentano le seguenti tappe:

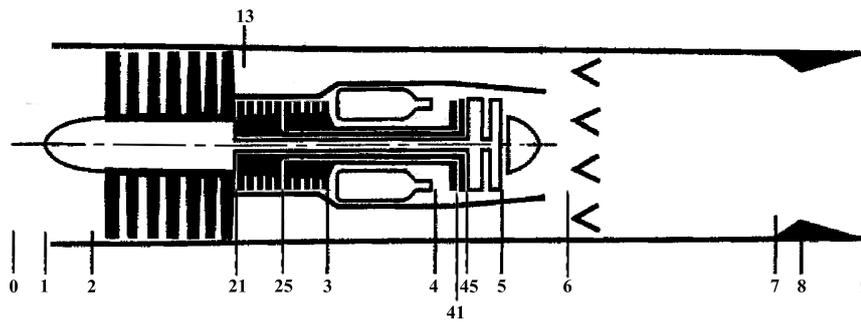


Figura 5.2: Numerazione delle stazioni RB199

- STAZIONE 0: Condizione indisturbata a monte del propulsore;
- STAZIONE 1: Ingresso del propulsore, quindi della presa d'aria;
- STAZIONE 2: Uscita della presa d'aria, ingresso fan;
- STAZIONE 13: Uscita fan del flusso freddo;
- STAZIONE 21: Uscita fan del flusso caldo, ingresso del compressore di intermedia pressione;
- STAZIONE 25: Uscita del compressore di intermedia pressione, ingresso del compressore di alta pressione;
- STAZIONE 3: Uscita del compressore di alta pressione, ingresso del combustore;
- STAZIONE 4: Uscita del combustore, ingresso della turbina di alta pressione;
- STAZIONE 41: Uscita della turbina di alta pressione, ingresso della turbina di intermedia pressione;
- STAZIONE 45: Uscita della turbina di intermedia pressione, ingresso della turbina di bassa pressione;
- STAZIONE 5: Uscita della turbina di bassa pressione;
- STAZIONE 6: Uscita del miscelatore, ingresso del postcombustore;
- STAZIONE 7: Uscita del postcombustore, ingresso dell'ugello;
- STAZIONE 8: Gola dell'ugello;
- STAZIONE 9: Uscita del propulsore.

5.2 Studio a progetto

Lo studio a progetto del turbofan a flussi miscelati fino alla stazione corrispondente al miscelatore è uguale a quello dei precedenti propulsori studiati. L'unica differenza cui bisogna tenere in considerazione è che nel *Turbo Union* - RB199 è presente un ulteriore compressore, quindi una terza turbina, ma le equazioni sono le medesime di quelle viste nei precedenti capitoli.

Diversamente dai propulsori già visti, in questo è presente il miscelatore, il quale sarà trattato maggiormente nel dettaglio.

5.2.1 Miscelatore

Il miscelatore è un componente dedito alla miscela tra due flussi, quello di aria calda, proveniente dalla parte interna al motore che è passato attraverso la camera di combustione, e quello di aria fredda, proveniente dall'uscita del fan.

La miscelazione, come già anticipato, è una tecnica che permette un sostanziale aumento della spinta del motore apportando, però, un peso aggiuntivo.

Affinché i due flussi siano miscibili è necessario che la pressione totale del flusso in uscita al fan sia uguale alla pressione totale del flusso in uscita alla turbina di bassa pressione.

$$p_{6t} = p_{13t} = p_{5t} \quad (5.1)$$

L'imposizione di tale condizione comporta il vincolo tra il *by-pass ratio* ed il rapporto di compressione del fan corrispondente al flusso freddo. Dunque, avendo a disposizione il rapporto di *by-pass* come parametro di progetto, attraverso il vincolo che la potenza complessiva sull'albero di bassa pressione deve essere nulla, è possibile ricavare il rapporto di compressione del fan corrispondente al flusso freddo.

All'albero di bassa pressione, in condizioni di progetto è rispettata l'uguaglianza che segue:

$$\boxed{\dot{m}_f \frac{c_p}{\eta_{mf}} (T_{13t} - T_{2t}) + \dot{m}_c \frac{c_p}{\eta_{mcL}} (T_{21t} - T_{2t}) = \dot{m}_c (1 + f) c_p' \eta_{mtL} (T_{45} - T_{5t})} \quad (5.2)$$

Questa può essere riformulata in funzione del *by-pass ratio* e del rapporto di compressione del fan del flusso freddo considerando che:

$$\beta_{tL} = \frac{p_{45t}}{p_{5t}} = \frac{p_{45t}}{p_{13t}} = \frac{p_{45t}}{p_{2t} \beta_{cf}}$$

In questo modo effettuando lo studio della parte del flusso caldo del motore sarà possibile ricavare, una volta conosciuti tutti i parametri sino alla turbina di bassa pressione, anche le caratteristiche del fan.

La temperatura totale del flusso in uscita al miscelatore la si ottiene attraverso il bilancio energetico dei due flussi.

$$\dot{m} c_p' T_{6t} = \dot{m}_c c_p' T_{5t} + \dot{m}_f c_p T_{13t}$$

Successivamente al miscelatore il flusso attraversa il postcombustore, il quale è stato trattato nel capitolo 2 e per l'analisi nel dettaglio relativa a tale componente si rimanda al citato capitolo.

5.2.2 Dati relativi alle condizioni di progetto

Nella tabella che segue è possibile apprezzare i dati relativi allo studio delle condizioni di progetto del turbofan trialbero RB199. In esse compaiono due valori del rapporto di compressione del fan: uno indica la compressione subita dal flusso freddo, β_{cf} , l'altro quella cui è soggetto il flusso caldo, β_{cL} .

Inoltre, il fan viene analizzato a singolo ingresso in modo da poter utilizzare per entrambe le mappe, quella relativa al flusso freddo e quella relativa al flusso caldo, lo stesso valore di portata corretta.

COEFFICIENTE	VALORE
Fan	
Portata d'aria flusso caldo, \dot{m}_c [kg/s]	33.33
Portata d'aria flusso freddo, \dot{m}_f [kg/s]	36.67
Rapporto di compressione flusso caldo, β_{cL}	2
Temperatura totale di uscita flusso caldo, T_{21t} [K]	359.86
Pressione totale di uscita flusso caldo, p_{21t} [Pa]	202650
Rapporto di compressione flusso freddo, β_{cf}	3.63
Temperatura totale di uscita flusso freddo, T_{13t} [K]	434.03
Pressione totale di uscita flusso freddo, p_{13t} [Pa]	367945.7
Portata corretta di ingresso, $\dot{m} \sqrt{\theta_{2t}}/\delta_{2t}$ [kg/s]	70
Compressore di intermedia pressione	
Temperatura totale di uscita, T_{25t} [K]	472.93
Pressione totale di uscita, p_{25t} [Pa]	476227.5
Portata corretta di ingresso, $\dot{m}_c \sqrt{\theta_{21t}}/\delta_{21t}$ [kg/s]	18.63
Compressore di alta pressione	
Temperatura totale di uscita, T_{3t} [K]	786.69
Pressione totale di uscita, p_{3t} [Pa]	2381137.5
Portata corretta di ingresso, $\dot{m}_c \sqrt{\theta_{25t}}/\delta_{25t}$ [kg/s]	9.09

Combustore	
Temperatura totale di uscita, T_{4t} [K]	1600
Pressione totale di uscita, p_{4t} [Pa]	2381137.5
Rapporto combustibile/ossidante, f	0.02324
Portata combustibile, \dot{m}_b [kg/s]	0.77
Turbina di alta pressione	
Temperatura totale di uscita, T_{41t} [K]	1334.68
Pressione totale di uscita, p_{41t} [Pa]	1079035.88
Portata corretta di ingresso, $\dot{m}_c \sqrt{\theta_{4t}/\delta_{4t}}$ [kg/s]	3.42
Turbina di intermedia pressione	
Temperatura totale di uscita, T_{45t} [K]	1239.06
Pressione totale di uscita, p_{45t} [Pa]	781142.36
Portata corretta di ingresso, $\dot{m}_c \sqrt{\theta_{41t}/\delta_{41t}}$ [kg/s]	6.89
Turbina di bassa pressione	
Temperatura totale di uscita, T_{5t} [K]	1042.73
Pressione totale di uscita, p_{5t} [Pa]	367945.7
Portata corretta di ingresso, $\dot{m}_c \sqrt{\theta_{45t}/\delta_{45t}}$ [kg/s]	9.17
Miscelatore	
Temperatura totale di uscita, T_{6t} [K]	693.19
Pressione totale di uscita, p_{6t} [Pa]	367945.7
Postcombustore	
Temperatura totale di uscita, T_{7t} [K]	1900
Pressione totale di uscita, p_{7t} [Pa]	367945.7
Rapporto combustibile/ossidante, f_{ab}	0.036
Portata combustibile, $\dot{m}_{b_{ab}}$ [kg/s]	2.52
Ugello con postcombustore spento	
Temperatura totale di uscita, T_{9t} [K]	693.19
Pressione totale di uscita, p_{9t} [Pa]	367945.7
Portata corretta di ingresso, $\dot{m} \sqrt{\theta_{6t}/\delta_{6t}}$ [kg/s]	30.23
Mach di uscita, M_9	1
Temperatura statica di uscita, T_9 [K]	595.01
Pressione statica di uscita, p_9 [Pa]	198824.62
Densità flusso in uscita, ρ_9 [kg/m ³]	1.14
Velocità flusso in uscita, V_9 [m/s]	482.17

Area di uscita, A_9 [m^2]	0.13
Ugello con postcombustore acceso	
Temperatura totale di uscita, T_{9t} [K]	1900
Pressione totale di uscita, p_{9t} [Pa]	367945.7
Mach di uscita, M_9	1
Temperatura statica di uscita, T_9 [K]	1630.9
Pressione statica di uscita, p_9 [Pa]	198824.62
Densità flusso in uscita, ρ_9 [kg/m^3]	0.41
Velocità flusso in uscita, V_9 [m/s]	798.26
Area di uscita, A_9 [m^2]	0.22

Attraverso i valori ottenuti è possibile ricavare la spinta nel caso in cui il postcombustore è attivo e nel caso in cui tale componente si trova ad essere spento. In tutta la trattazione che segue, quando il postcombustore è acceso viene aggiunto il pedice (ab).

$$S_{ab} = 80082.63 \text{ N}$$

$$S = 46707.27 \text{ N}$$

In base ai valori ottenuti si osserva un incremento della spinta di circa il 71%. Differentemente si assiste anche ad un incremento del consumo specifico della spinta confrontando il valore ottenuto nelle due condizioni distinte.

$$TSFC_{ab} = 0.4116 \times 10^{-4} \frac{kg}{N s}$$

$$TSFC = 0.1659 \times 10^{-4} \frac{kg}{N s}$$

Ciò risulta in un incremento del consumo specifico della spinta approssimativamente del 248%.

5.3 Studio fuori progetto

La presenza di un unico flusso, comporta un incremento nella complessità della determinazione delle caratteristiche di funzionamento del motore quando non si trova ad operare nella condizione per il quale è stato progettato.

Inoltre, vi è un sensibile aumento delle equazioni che devono essere rispettate per garantire l'equilibrio in ogni punto di funzionamento del motore. L'aumento del

numero delle equazioni, quindi delle variabili in gioco, è dovuto alla presenza, nel turbofan RB199, di un ulteriore albero. Questo componente aggiuntivo introduce con sé altre tre equazioni di bilancio che devono essere contemporaneamente rispettate per garantire la corretta predizione dei punti di funzionamento del motore in condizioni di fuori progetto.

La determinazione dei punti di funzionamento in tali condizioni è ottenuta tramite la riduzione graduale della manetta, come fatto nei capitoli precedenti. A tale riduzione, ora, deve corrispondere il perfetto bilancio contemporaneo di dieci equazioni, affinché sia possibile determinare il valore delle dieci variabili che governano il funzionamento di tale motore.

La serie di punti in stato stazionario, per il turbofan in questione, è individuata attraverso le dieci variabili che seguono:

- Rapporto di *by-pass*: μ ;
- Rapporto di compressione del fan per il flusso caldo: β_{cL} ;
- Rapporto di compressione del compressore di intermedia pressione: β_{cI} ;
- Rapporto di compressione del compressore di alta pressione: β_{cH} ;
- Rapporto di espansione della turbina di bassa pressione: β_{tL} ;
- Rapporto di espansione della turbina di intermedia pressione: β_{tI} ;
- Rapporto di espansione della turbina di alta pressione: β_{tH} ;
- Percentuale del numero di giri corretti dal lato del fan: $\%N_{cLcorr}$;
- Percentuale del numero di giri corretti dal lato del compressore di intermedia pressione: $\%N_{cIcorr}$;
- Percentuale del numero di giri corretti dal lato del compressore di alta pressione: $\%N_{cHcorr}$.

Come già presentato nei precedenti capitoli la determinazione di tali variabili è permessa attraverso l'applicazione del metodo di Newton-Raphson. Vista la complessità del propulsore in questione, le equazioni utilizzate per l'applicazione del metodo illustrato sono esposte successivamente.

Il punto di funzionamento in equilibrio è garantito, in prima istanza, dall'equilibrio delle potenze sui tre alberi. L'equilibrio sull'albero di bassa pressione è già stato trattato attraverso la (5.2). Essa stessa corrisponde ad una delle equazioni di bilancio.

L'albero di intermedia pressione si trova ad essere in equilibrio quando è rispettata l'uguaglianza sottostante.

$$\boxed{\frac{\dot{m}_c}{\eta_{mcI}} c_p (T_{25t} - T_{21t}) = \dot{m}_c (1 + f) c'_p \eta_{mtI} (T_{41t} - T_{45t})} \quad (5.3)$$

Mentre per l'albero di alta pressione si ha:

$$\boxed{\frac{\dot{m}_c}{\eta_{mcH}} c_p (T_{3t} - T_{25t}) = \dot{m}_c (1 + f) c'_p \eta_{mtH} (T_{4t} - T_{41t})} \quad (5.4)$$

Oltre alle potenze, deve essere presente l'equilibrio tra le portate in gioco. In particolare, considerando che il primo componente è attraversato da una portata d'aria complessiva, nelle mappe i rapporti di compressione del fan, lato caldo e lato freddo, sono riportati rispetto alla stessa portata corretta. In base a ciò deve essere presente un bilancio tra le portate corrette che entrano nel fan lato flusso caldo e lato flusso freddo.

$$\boxed{\left(\frac{\dot{m} \sqrt{T_{2t}}}{p_{2t}} \right)_c = \left(\frac{\dot{m} \sqrt{T_{2t}}}{p_{2t}} \right)_f} \quad (5.5)$$

Deve essere, quindi, garantita la continuità della portata attraverso i componenti di compressione, fornendo l'aggiunta di due ulteriori equazioni: continuità tra il fan e il compressore di intermedia pressione e continuità tra il compressore di intermedia pressione e il compressore di alta pressione.

$$\boxed{\frac{\dot{m}_c \sqrt{T_{21t}}}{p_{21t}} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_{2t}}}{p_{2t}} \frac{p_{2t}}{p_{21t}} \sqrt{\frac{T_{21t}}{T_{2t}}} \frac{1}{(1 + \mu)}} \quad (5.6)$$

$$\boxed{\frac{\dot{m}_c \sqrt{T_{25t}}}{p_{25t}} = \frac{\dot{m}_c \sqrt{T_{21t}}}{p_{21t}} \frac{p_{21t}}{p_{25t}} \sqrt{\frac{T_{25t}}{T_{21t}}}} \quad (5.7)$$

Lo stesso deve essere verificato tra le turbine.

$$\boxed{\frac{\dot{m}_c (1 + f) \sqrt{T_{41t}}}{p_{41t}} = \frac{\dot{m}_c (1 + f) \sqrt{T_{4t}}}{p_{4t}} \frac{p_{4t}}{p_{41t}} \sqrt{\frac{T_{41t}}{T_{4t}}}} \quad (5.8)$$

$$\boxed{\frac{\dot{m}_c (1 + f) \sqrt{T_{45t}}}{p_{45t}} = \frac{\dot{m}_c (1 + f) \sqrt{T_{41t}}}{p_{41t}} \frac{p_{41t}}{p_{45t}} \sqrt{\frac{T_{45t}}{T_{41t}}}} \quad (5.9)$$

Per assicurare il bilancio all'ugello è necessario che vi sia un legame tra la portata corretta che attraversa la turbina di bassa pressione e l'ugello, definendo la seguente:

$$\boxed{\frac{\dot{m}_c [(1+f) + \mu(1+f_{ab})] \sqrt{T_{7t}}}{p_{7t}} = \frac{\dot{m}_c (1+f) \sqrt{T_{45t}}}{p_{45t}} \sqrt{\frac{T_{7t}}{T_{45t}}} \frac{[(1+f) + \mu(1+f_{ab})]}{(1+f)}} \quad (5.10)$$

Dato che in uscita dal miscelatore la portata complessiva è somma di quella dovuta al flusso freddo e quella al flusso caldo, esiste un'ulteriore equazione che garantisce il bilancio tra portate corrette in ingresso ugello ed in ingresso motore.

$$\boxed{\frac{\dot{m}_c [(1+f) + \mu(1+f_{ab})] \sqrt{T_{7t}}}{p_{7t}} = \frac{\dot{m}_c (1+\mu) \sqrt{T_{2t}}}{p_{2t}} \sqrt{\frac{T_{7t}}{T_{2t}}} \frac{[(1+f) + \mu(1+f_{ab})]}{(1+\mu)}} \quad (5.11)$$

Le equazioni esposte permettono di chiudere il problema e determinare qualsiasi punto di funzionamento in condizioni di fuori progetto.

La scoperta di tali punti operativi è dettata, quindi, dal rispetto simultaneo di dieci equazioni, determinando nell'applicazione del metodo di Newton-Raphson la formazione una matrice Jacobiana di dimensione 10×10 .

Come già fatto per i propulsori studiati nei capitoli precedenti, anche per il turbofan RB199 la determinazione dei punti di funzionamento viene effettuata portando la manetta tra la condizione di progetto a quella di IDLE.

In seguito è mostrato l'andamento della linea di funzionamento su tutti i componenti del motore.

5.3.1 Fan

Il *Turbo Union* RB199 è un propulsore trialtro nel quale il fan è dedito tanto alla compressione del flusso freddo, come alla prima compressione del flusso caldo. Il flusso caldo che attraversa tale componente passa dalla parte inferiore, mentre quello freddo dalla parte superiore.

In base ad una corretta forma delle palette è possibile fare in modo che il flusso che attraversa la parte superiore subisca una compressione differente dal restante, per questo motivo troviamo due differenti rapporti di compressione.

Lo studio di questo componente pertanto è effettuato attraverso due distinte mappe, una che riguarda il flusso caldo, l'altra che riguarda il freddo. I rapporti di compressione di entrambe le mappe sono, però, riportati rispetto alla portata

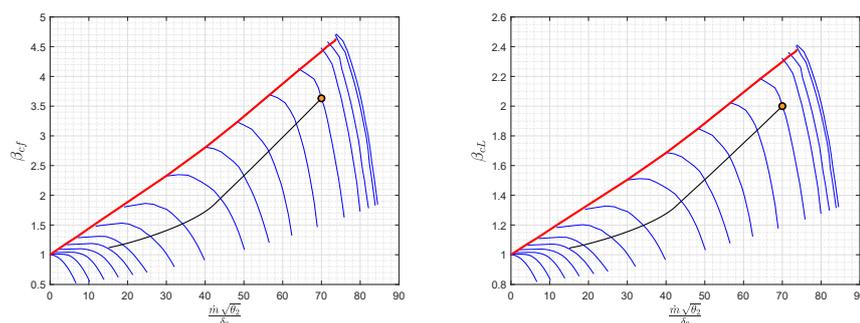


Figura 5.3: Linea di funzionamento del turbofan RB199 sulle mappe del fan

corretta complessiva che attraversa il motore per giustificare l'interfaccia del componente fan con l'intera portata d'aria.

Nella figura 5.3 è possibile notare come la linea di funzionamento su entrambe le mappe sia praticamente la stessa, soltanto che il flusso freddo viene compresso molto di più rispetto al caldo, questo accade in quanto il fan deve fornire la pressione richiesta al flusso per poter entrare nel miscelatore.

5.3.2 Compressore di intermedia pressione

Nella figura 5.4 si osserva come il margine del pompaggio attraverso il compressore di intermedia pressione è ridotto, rispetto al componente precedente. Già attraverso esso si può intuire che le turbine lavorano per gran parte del loro funzionamento in criticità, in quanto il rapporto di compressione è per un vasto campo di funzionamento pressoché lineare con la portata corretta che attraversa il componente in questione.

5.3.3 Compressore di alta pressione

La linea di funzionamento sul compressore di alta pressione (figura 5.5) ha circa lo stesso andamento di quella che è stata rappresentata per lo stesso componente nel capitolo precedente per il turbofan a flussi separati.

Si nota come il margine di pompaggio è elevato, in particolare alla riduzione della manetta, i successivi punti di equilibrio si posizionano in zone in cui il margine aumenta sempre di più.

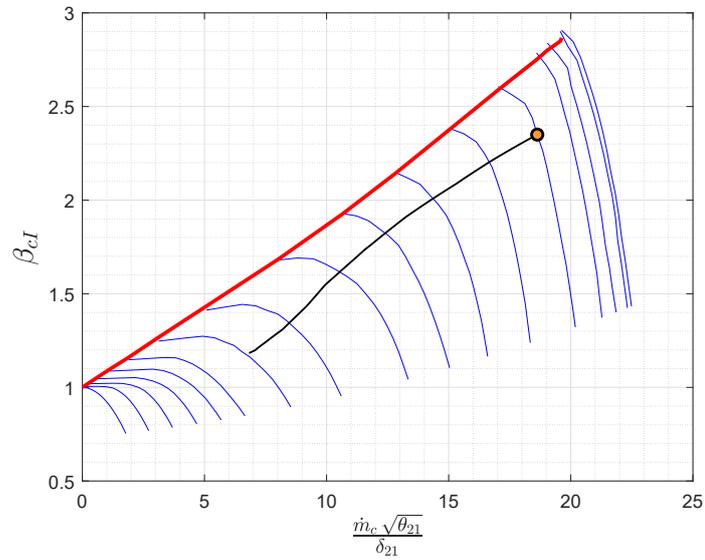


Figura 5.4: Linea di funzionamento del turbofan RB199 sulla mappa del compressore di intermedia pressione

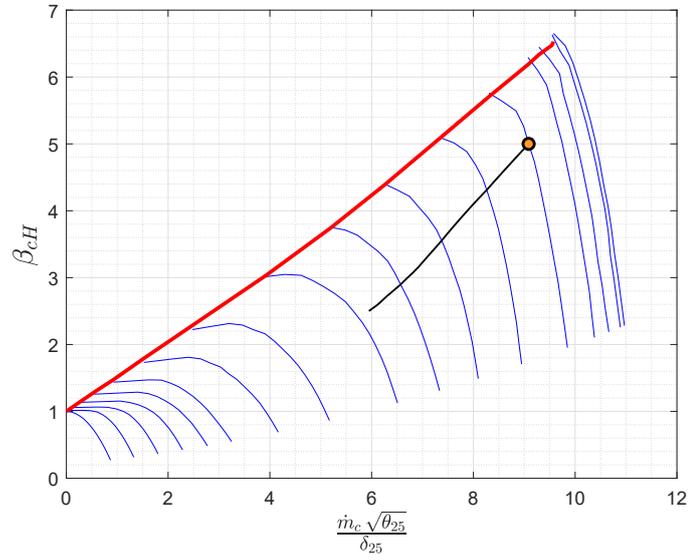


Figura 5.5: Linea di funzionamento del turbofan RB199 sulla mappa del compressore di alta pressione

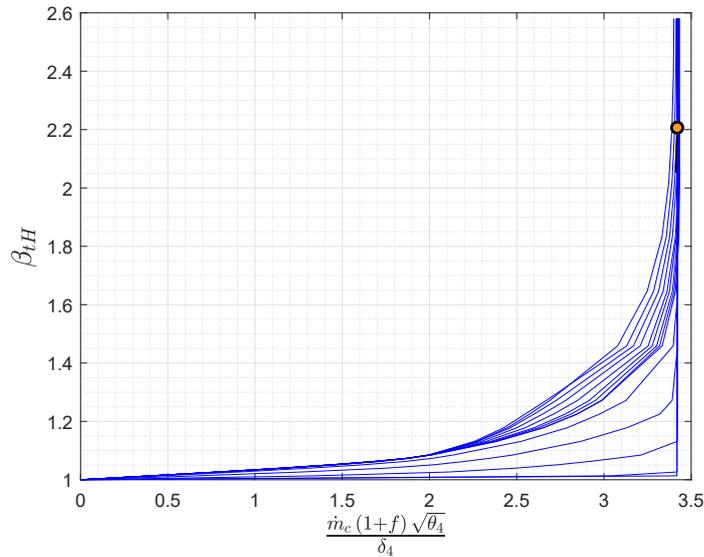


Figura 5.6: Linea di funzionamento del turbofan RB199 sulla mappa della turbina di alta pressione

5.3.4 Turbina di alta pressione

Attraverso la linea di funzionamento sulla turbina di alta pressione (figura 5.6) si ha la conferma che, per gran parte dei punti di equilibrio ricavati, questo componente lavora in condizioni critiche assistendo, quindi, attraverso esso ad un rapporto di espansione costante ed ad una portata corretta invariata.

5.3.5 Turbina di intermedia pressione

L'alimentazione dell'albero di intermedia pressione che permette la compressione attraverso il compressore di intermedia pressione è dovuta alla presenza della turbina di intermedia pressione.

Come mostrato nella figura 5.7 questo componente, a differenza del precedente, vede sbloccarsi prima in quanto l'informazione dell'ugello a valle, che comincia ad operare in condizioni di funzionamento subcritiche, giunge prima.

5.3.6 Turbina di bassa pressione

Come ci si aspettava, in base a quanto detto nel paragrafo precedente lo sblocco di questo componente anticipa tutti gli altri, lavorando in gran parte dei punti di

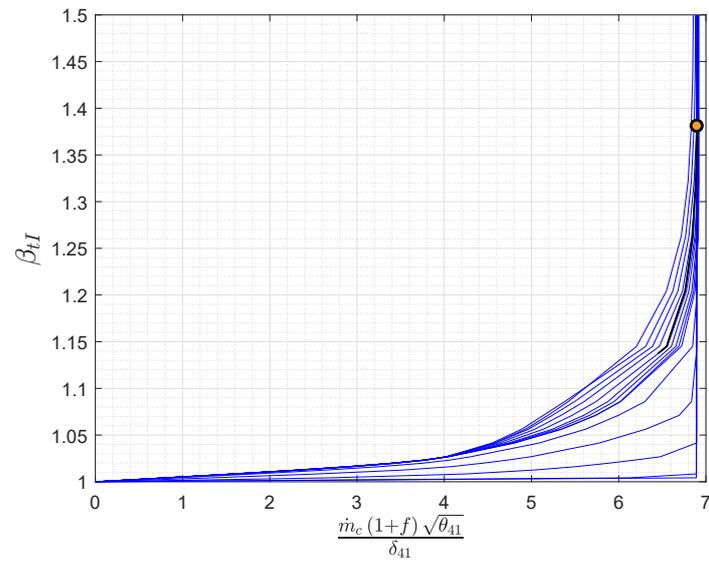


Figura 5.7: Linea di funzionamento del turbofan RB199 sulla mappa della turbina di intermedia pressione

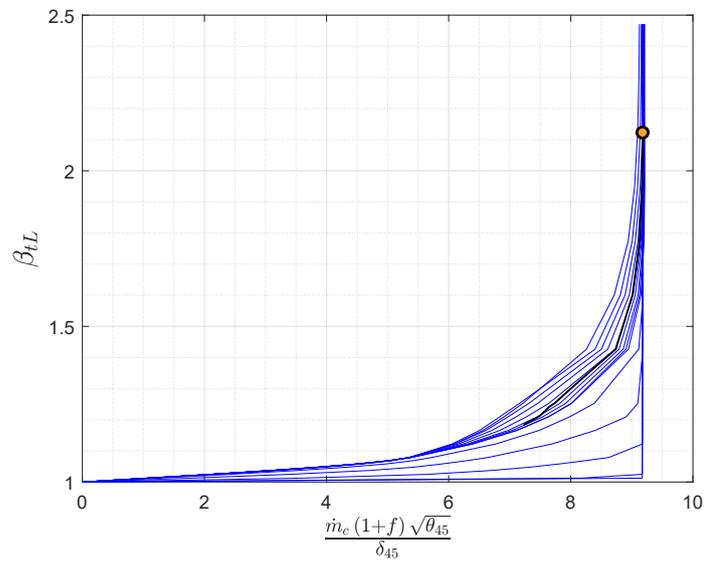


Figura 5.8: Linea di funzionamento del turbofan RB199 sulla mappa della turbina di bassa pressione

funzionamento in condizioni sbloccate. In questo modo, la portata corretta e il rapporto di espansione successivi variano in ogni punto attraverso la turbina di bassa pressione.

5.4 Funzionamento in transitorio

Il funzionamento del *Turbo Union* - RB199 dovuto all'applicazione di una legge di manetta è dettato dall'introduzione della dinamica dei rotori sui tre alberi dello stesso.

Le equazioni di bilancio che vengono influenzate dalla dinamica dei rotori sono soltanto quelle volte a garantire l'equilibrio su ogni singolo albero del motore. Nel dettaglio esse sono la (5.2), la (5.3) e (5.4).

Come già studiato nei capitoli precedenti, la variazione della manetta determinerà un eccesso di potenza disponibile sulle tre turbine del motore in questione. Questo eccesso di potenza, in base alle inerzie cui è costituito ogni singolo albero del motore, determinerà un ritardo più o meno prolungato nel raggiungimento di un nuovo punto di equilibrio.

L'applicazione del metodo di Newton-Raphson a tale problema è analoga allo stato stazionario, nel quale, però, vi sarà una modifica al vettore delle funzioni. In particolare nelle prime tre funzioni comparirà l'eccesso di potenza disponibile sull'albero.

Di seguito sono riportate soltanto le prime tre funzioni che costituiscono il vettore delle funzioni di dimensione 10×1 .

$$f_1(\bar{X}) = \dot{m}_c (1 + f) c'_p \eta_{mtL} (T_{45} - T_{5t}) - \dot{m}_f \frac{c_p}{\eta_{mf}} (T_{13t} - T_{2t}) - \dot{m}_c \frac{c_p}{\eta_{mcL}} (T_{21t} - T_{2t}) - \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 N_L I_L \frac{dN_L}{dt} \quad (5.12)$$

$$f_2(\bar{X}) = \dot{m}_c (1 + f) c'_p \eta_{mtI} (T_{41t} - T_{45t}) - \frac{\dot{m}_c}{\eta_{mcI}} c_p (T_{25t} - T_{21t}) - \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 N_I I_I \frac{dN_I}{dt} \quad (5.13)$$

$$f_3(\bar{X}) = \dot{m}_c (1 + f) c'_p \eta_{mtH} (T_{4t} - T_{41t}) - \frac{\dot{m}_c}{\eta_{mcH}} c_p (T_{3t} - T_{25t}) - \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 N_H I_H \frac{dN_H}{dt} \quad (5.14)$$

Oltre alle tre funzioni esposte, la chiusura del problema, per la valutazione della fase transitoria, è caratterizzata dalle restanti sette equazioni già esposte durante

lo studio in condizioni di funzionamento di fuori progetto, le quali restano invariate.

La forma assunta ad ogni passo iterativo dal numero di giri, corrispondente ad ogni singolo albero, e dalle derivate temporali degli stessi che compaiono nelle (5.12), (5.13) e (5.14), è disponibile nella sezione 2.4.2.

Nelle sezioni che seguono sono valutate le risposte del motore ad alcune sollecitazioni fornite in input.

5.4.1 Risposta ad una legge di manetta

La legge di manetta fornita in input al motore, prevede la variazione del flusso combustibile iniettato in camera di combustione.

Affinché sia possibile apprezzare al meglio come si modificano le variabili cui è caratterizzato il problema, viene valutata una legge di manetta che prevede una decelerazione e successivamente un'accelerazione, queste ripetute nel tempo.

In input è fornita la seguente legge:

$$\dot{m}_b = \begin{cases} \dot{m}_b^* & \text{se } t \leq 10 \text{ s}, \quad 20 \text{ s} < t \leq 30 \text{ s}, \quad 40 \text{ s} < t \leq 50 \text{ s} \\ \dot{m}_b^* \times 0.8 & \text{se } 10 \text{ s} < t \leq 20 \text{ s}, \quad 30 \text{ s} < t \leq 40 \text{ s} \end{cases}$$

Attraverso l'output presente nelle figure 5.9 e 5.10 si osserva che, come è facile da ipotizzare, la decelerazione è accompagnata da una riduzione di tutti i parametri del motore, diversamente l'accelerazione è costituita dall'aumento degli stessi.

L'unico parametro che si comporta in modo differente è il *by-pass ratio*. Questo si riduce durante le accelerazioni e aumenta nelle decelerazioni.

Durante la fase di decelerazione, infatti, seppur sia la portata corretta del flusso caldo che quella del flusso freddo si riducono, la prima si riduce di più rispetto alla seconda determinando un aumento del loro rapporto.

Nella figura 5.9 si visualizza, durante la fase di decelerazione, sull'albero di alta pressione che la presenza delle inerzie impone al numero di giri fisico di ridursi sino ad un valore più basso rispetto a quello che poi raggiunge in fase di equilibrio. Tale comportamento, apparentemente anomalo, potrebbe essere dovuto alla minore accuratezza della mappa della turbina, rispetto a quella del metodo.

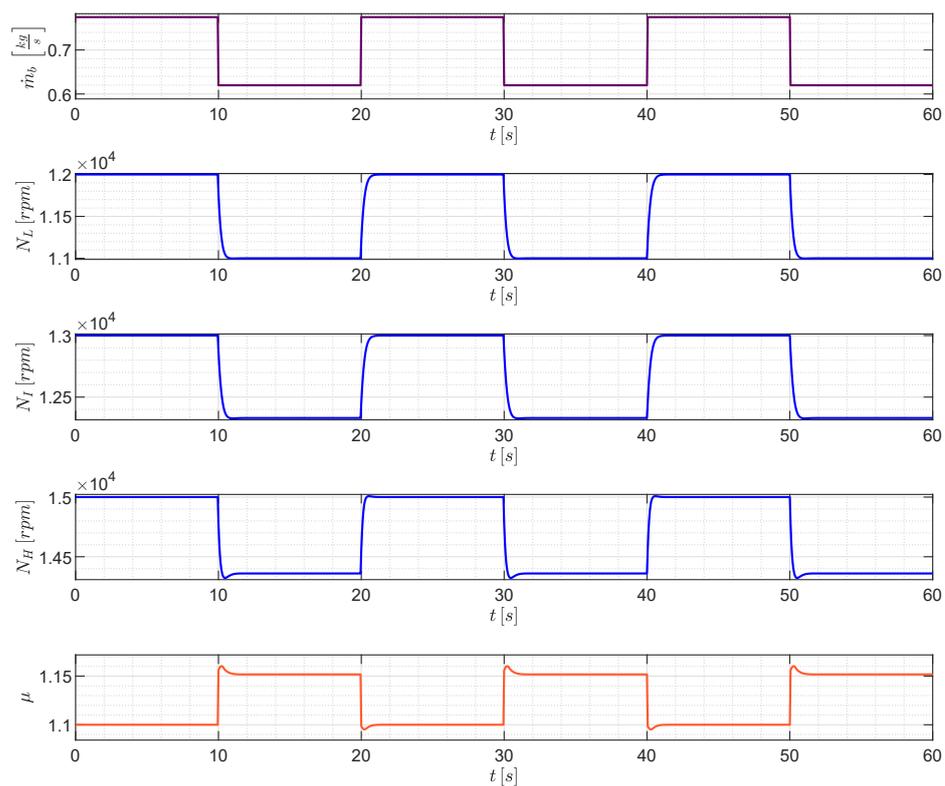


Figura 5.9: Variazione del numero di giri e del *by-pass ratio* alla legge di manetta assegnata

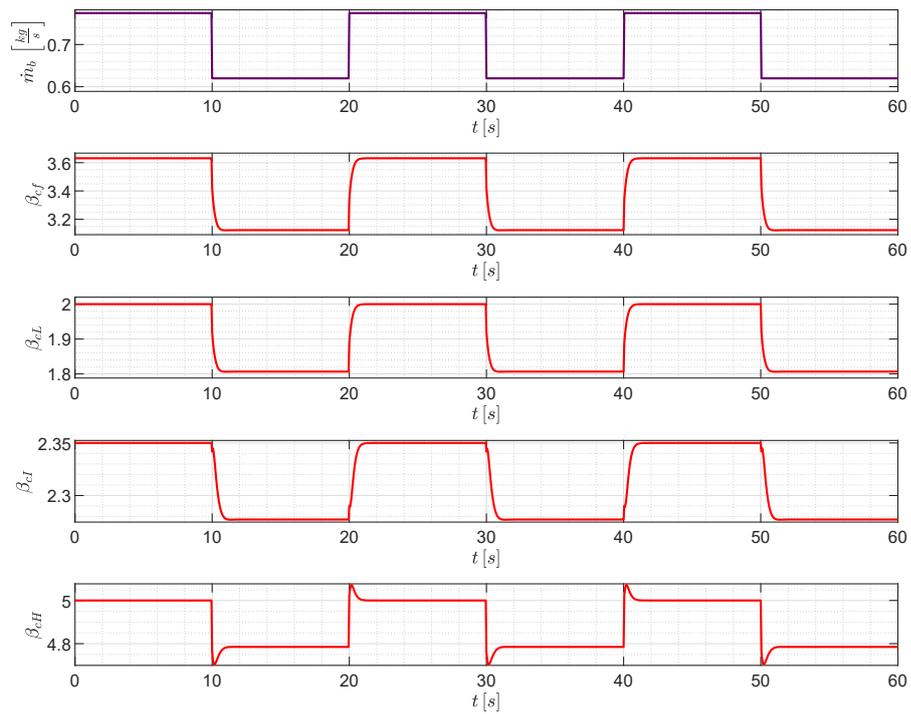


Figura 5.10: Variazione dei rapporti di compressione alla legge di manetta assegnata

Capitolo 6

Controlli

La necessità di utilizzare il motore in condizioni operative per il quale non è stato progettato è garantita attraverso il sistema di controllo.

Questo sistema aggiorna periodicamente i parametri di funzionamento del motore affinché sia assicurata la condizione di funzionamento desiderata da parte del pilota.

Le strategie di controllo sono tre e vengono qui proposte.

- **Open Loop.** Questa strategia è utilizzata quando il sistema, cui viene posto il controllo, non è particolarmente critico ed è costituito da una dinamica affidabile. In tale strategia ad ogni input si osserva un determinato output.
- **Closed Loop.** Quando la dinamica è complessa non è possibile affidarsi ad un sistema di controllo di tipo *open-loop*, in quanto le condizioni di uscita potrebbero differire rispetto a quelle di ingresso. Se ciò accade è necessario utilizzare una tipologia di controllo di tipo *closed-loop* che garantisce una maggiore accuratezza.
In questa strategia il sistema si corregge in modo automatico in base alla richiesta che si ha in ingresso e all'uscita che si ottiene. Il motore ha una risposta di tipo non lineare, per cui non è semplice generare tale sistema.
- **Adaptive Control.** Tale strategia è utilizzata per architetture più complesse grazie alla presenza di potenti processori. Qui il sistema motore è affiancato parallelamente da un modello matematico, essi sono costituiti in ingresso dal medesimo input.
L'apparato matematico, essendo più rapido rispetto al sistema fisico, viene utilizzato come controllo in previsione, fornendo anticipatamente la risposta assunta dal motore. In questo modo è possibile correggere i parametri in ingresso al motore nel caso questo raggiungesse una condizione non gradita.

In questo breve capitolo sono introdotti alcuni controlli basici per i primi due motori sviluppati nel lavoro di tesi: il J85 e l'Olympus 593.

I controlli utilizzati sono di tipo *closed-loop* ed operano attraverso l'*EPR* (*Engine Pressure Ratio*).

6.1 Variazione della temperatura in ingresso al J85

In questa sezione, la temperatura statica in ingresso al motore J85 è fatta variare in modo sinusoidale. Essa assume una variazione periodica intorno al valore di progetto, (*). In particolare:

$$T_0 = T_0^* + 20 \sin\left(\frac{t}{4}\right)$$

A tale variazione in ingresso della temperatura, si vuole mantenere costante il valore di spinta prodotta dal motore e pari al valore di progetto. Affinché ciò sia garantito, il controllo viene effettuato sull'*EPR* che è definito come:

$$EPR = \frac{p_{7t}}{p_{1t}} \quad (6.1)$$

Nelle condizioni di progetto, per il J85, esso assume il seguente valore:

$$EPR^* = 3.18$$

Per visualizzare sempre il valore di progetto dell'*EPR*, al motore viene applicato un controllo di tipo proporzionale. Il sistema di controllo riceve in input il valore richiesto, EPR^* , e calcola il valore ottenuto in uscita, EPR . Tali valori vengono confrontati, attraverso i quali è valutato l'errore, ΔEPR .

$$\Delta EPR = EPR - EPR^*$$

Questo valore viene moltiplicato ad una costante di proporzionalità opportuna, K_p , che lega la variazione di *EPR* alla variazione di flusso combustibile.

$$\Delta \dot{m}_b = K_p \Delta EPR$$

Indicando con \dot{m}_{b_0} il valore di flusso combustibile che viene fornito al motore si calcola la correzione effettuata su di esso attraverso la seguente:

$$\dot{m}_b = \dot{m}_{b_0} + K_p \Delta EPR$$

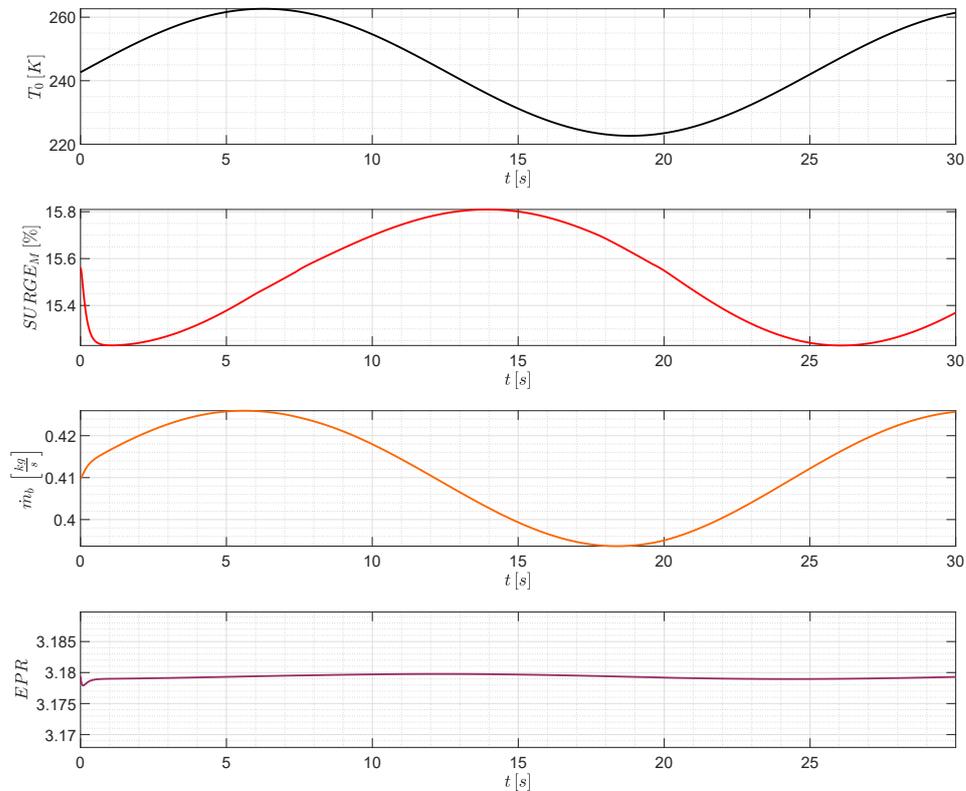


Figura 6.1: EPR costante per una variazione della temperatura in ingresso al J85

definendo il nuovo valore di flusso combustibile da fornire al motore.

Quanto esposto viene effettuato ogni qualvolta si stima una variazione delle condizioni in ingresso al motore. Nella figura 6.1 si apprezza una variazione di tipo armonica nelle variabili che costituiscono il motore. Inoltre, si nota come il valore di EPR si mantiene all'incirca costante e pari al valore di progetto, non assumendo particolari variazioni.

L'unica anomalia è possibile osservarla nella fase iniziale, qui la portata combustibile devia leggermente rispetto ai valori assunti in modo armonico successivamente. Questo comportamento è dovuto all'errore presente nell'approssimazione delle derivate temporali attraverso un metodo del primo ordine.

Nella figura 6.1 è stato rappresentato il margine di pompaggio. Il suo valore è ottenuto confrontando il rapporto di compressione relativo al pompaggio, β_{cp} ,

rispetto quello disponibile nel punto operativo, β_c .

$$SURGE_M = \frac{\beta_{cp} - \beta_c}{\beta_c} \times 100 \quad (6.2)$$

6.2 Variazione dell'EPR nel J85

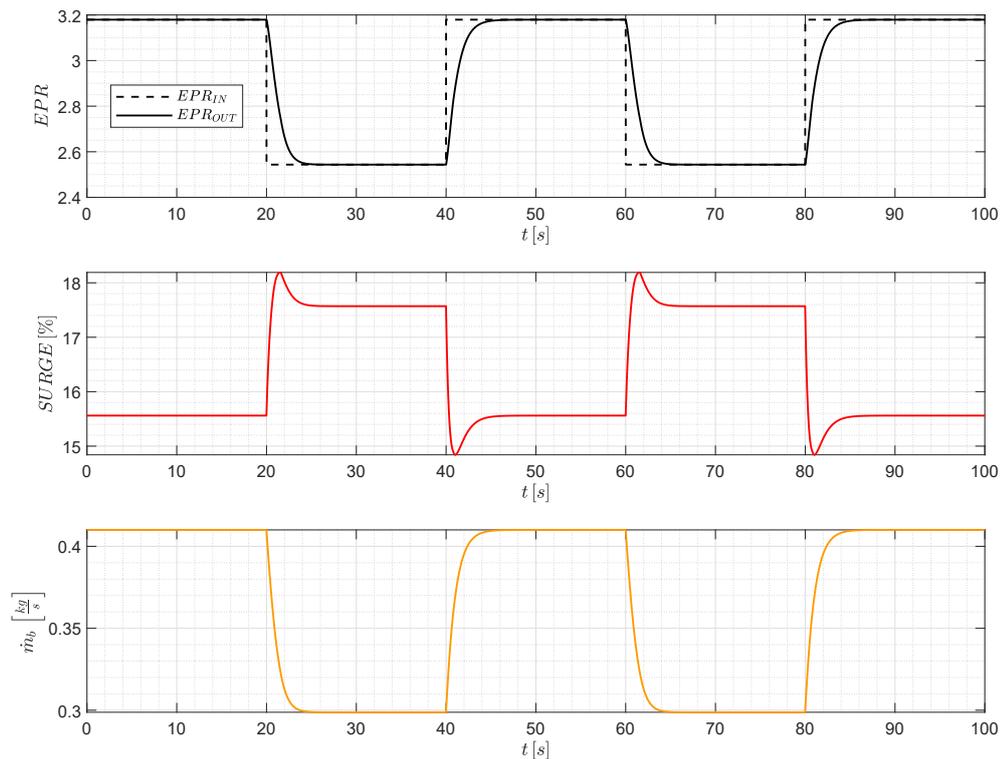


Figura 6.2: Variazione del margine di pompaggio e della portata di combustibile con l'EPR nel J85

Generalmente, il pilota agendo sulla manetta non varia direttamente il flusso combustibile in ingresso alla camera di combustione, ma attraverso essa decide il livello di spinta che vuole ottenere. Tale variazione la si ottiene agendo sull'EPR del motore.

Il pilota non varia in modo autonomo l'EPR, ma attraverso la manetta definisce il valore desiderato di questo parametro. Il livello desiderato è fornito in input al

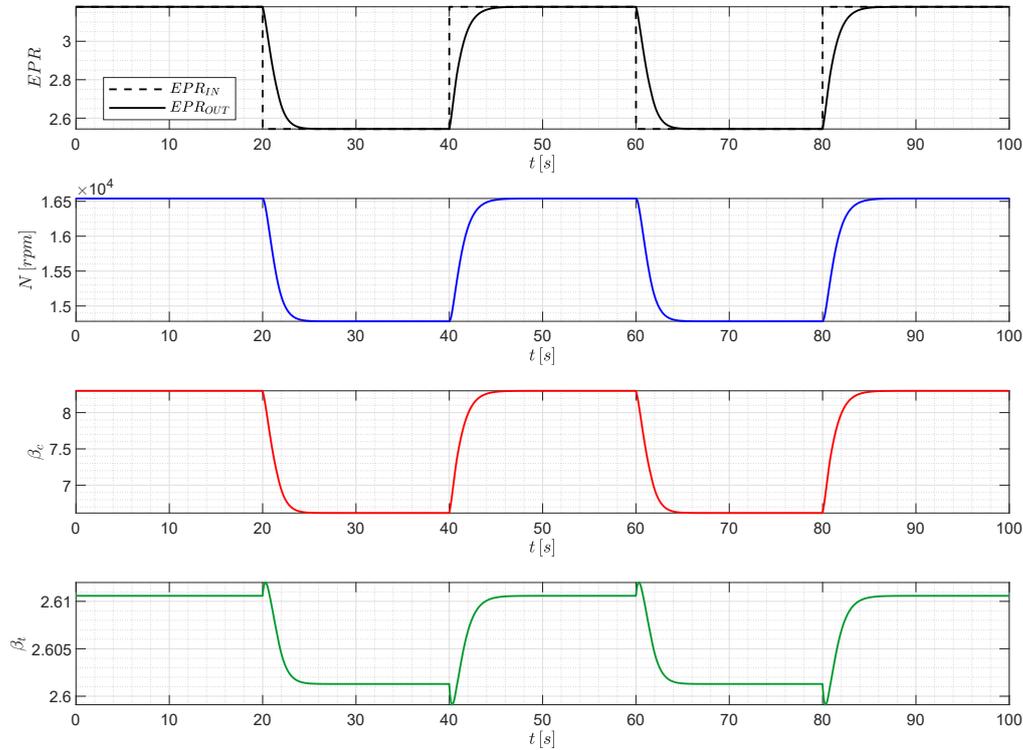


Figura 6.3: Comportamento delle variabili del motore alla variazione dell'*EPR* nel J85

sistema di controllo, il quale lo confronta con l'output fornito dal motore. Come fatto nel capitolo precedente, la differenza tra i due valori definisce un errore il quale è corretto ad ogni istante temporale, agendo sul flusso di combustibile, fino a quando l'uscita non corrisponde all'ingresso, quindi al valore desiderato. Per valutare la risposta del motore, dunque l'efficacia del sistema di controllo, la richiesta del pilota è costituita da una legge di manetta ad onda quadra così definita:

$$EPR = \begin{cases} EPR^* & \text{se } t \leq 20 \text{ s}, \quad 40 \text{ s} < t \leq 60 \text{ s}, \quad t > 80 \text{ s} \\ EPR^* \times 0.8 & \text{se } 20 \text{ s} < t \leq 40 \text{ s}, \quad 60 \text{ s} < t \leq 80 \text{ s} \end{cases}$$

Anche in questo caso, come in quello visto nella sezione precedente, la correzione è effettuata attraverso un controllore di tipo proporzionale, con una costante di

proporzionalità, K_p , opportunamente scelta.

Nella figura 6.2 si osserva che il margine di pompaggio aumenta alla riduzione dell' EPR e l'azione appena descritta corrisponde ad una decelerazione. Essa è accompagnata dallo scorrimento del punto operativo, sulla linea di funzionamento, in zone più lontane dalla linea del pompaggio. Si assiste ad un comportamento inverso durante l'accelerazione.

Quanto appena descritto è confermato attraverso la portata di combustibile che vede ridursi, facendo, quindi, abbassare la temperatura totale in ingresso turbina. Attraverso la figura 6.3 si apprezza come sono modificate le variabili scelte per la determinazione dei punti operativi del turbogetto monoalbero.

In questa, seppur la riduzione dell' EPR corrisponde ad una decelerazione, si nota come la turbina ancora non ha raggiunto la condizione di sblocco in quanto il suo valore resta pressoché di 2.6. Differentemente, la discesa del punto operativo attraverso la linea di funzionamento corrisponde ad una riduzione tanto del numero di giri, quanto del rapporto di compressione.

6.3 Variazione dell' EPR nell'Olympus 593

Quanto appena fatto per il turbogetto monoalbero J85 è possibile svilupparlo anche per il turbogetto bialbero Olympus 593.

La differenza fondamentale che si osserva quando sono presenti due alberi è dettata dalla variazione della costante di proporzionalità utilizzata. Ciò è dovuto al fatto che i tempi di risposta in un motore turbogetto bialbero differiscono dal precedente. Anche per questa tipologia di motore la legge di manetta fornita è accomunabile ad un'onda quadra avente le caratteristiche qui esposte.

$$EPR = \begin{cases} EPR^* & \text{se } t \leq 20 \text{ s}, \quad 40 \text{ s} < t \leq 60 \text{ s}, \quad t > 80 \text{ s} \\ EPR^* \times 0.6 & \text{se } 20 \text{ s} < t \leq 40 \text{ s}, \quad 60 \text{ s} < t \leq 80 \text{ s} \end{cases}$$

dove, per l'Olympus 593 si ha:

$$EPR^* = 2.3$$

Applicando la manetta descritta si assiste alla risposta del motore disponibile nella figura 6.4. Come era facile aspettarsi, il pilota agendo sulla manetta attraverso la variazione dell' EPR , determina la variazione di tutti i parametri motore.

Alla fase di decelerazione è accompagnata la riduzione di tutte le variabili, mentre la fase di accelerazione vede queste aumentare.

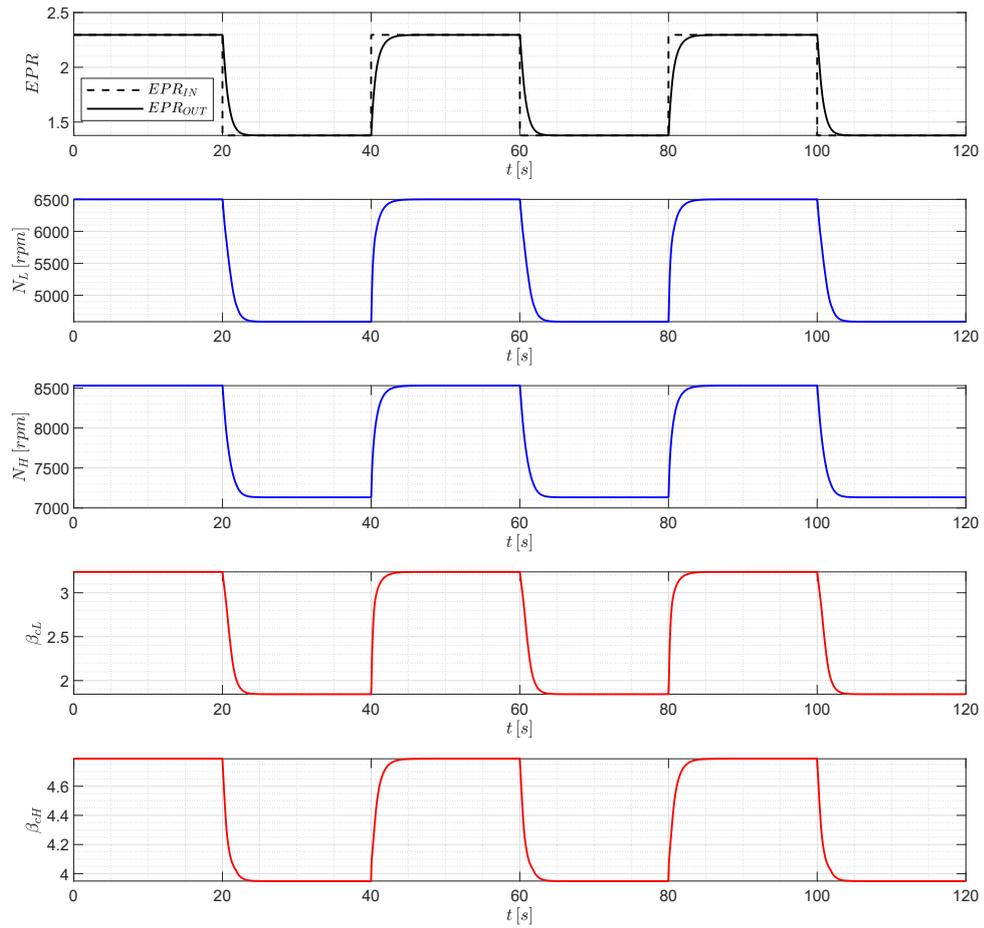
Dalla figura 6.5 si osserva come durante le fasi di accelerazione e decelerazione i due compressor si comportano in modo antitetico. In essa è mostrato che la fase di decelerazione è caratterizzata da una riduzione del margine di pompaggio

sul compressore di bassa pressione. Tale comportamento è spiegato dalla linea di funzionamento tracciata sulla mappa di questo componente ricavata nel capitolo 3. Il margine di pompaggio sul compressore di alta pressione ha, invece, il comportamento inverso in quanto la linea ricavata nel medesimo capitolo si allontana sostanzialmente dalla linea del pompaggio durante la fase di decelerazione.

Ad un comportamento inverso si assiste nella fase di accelerazione.

L'ultima figura, la 6.6, mostra ciò che è stato definito in precedenza. Ossia, il pilota agendo sull'*EPR*, tramite la manetta, decide il livello di spinta da ottenere. Proprio attraverso la figura 6.6 si visualizza che la variazione della spinta segue lo stesso andamento dell'*EPR*, segno che i due parametri sono legati tra loro.

Nell'ultimo grafico, della stessa figura, si assiste alla variazione di flusso combustibile dettata dal sistema attraverso un controllo puramente proporzionale.

Figura 6.4: Variazione parametri Olympus 593 con l' EPR

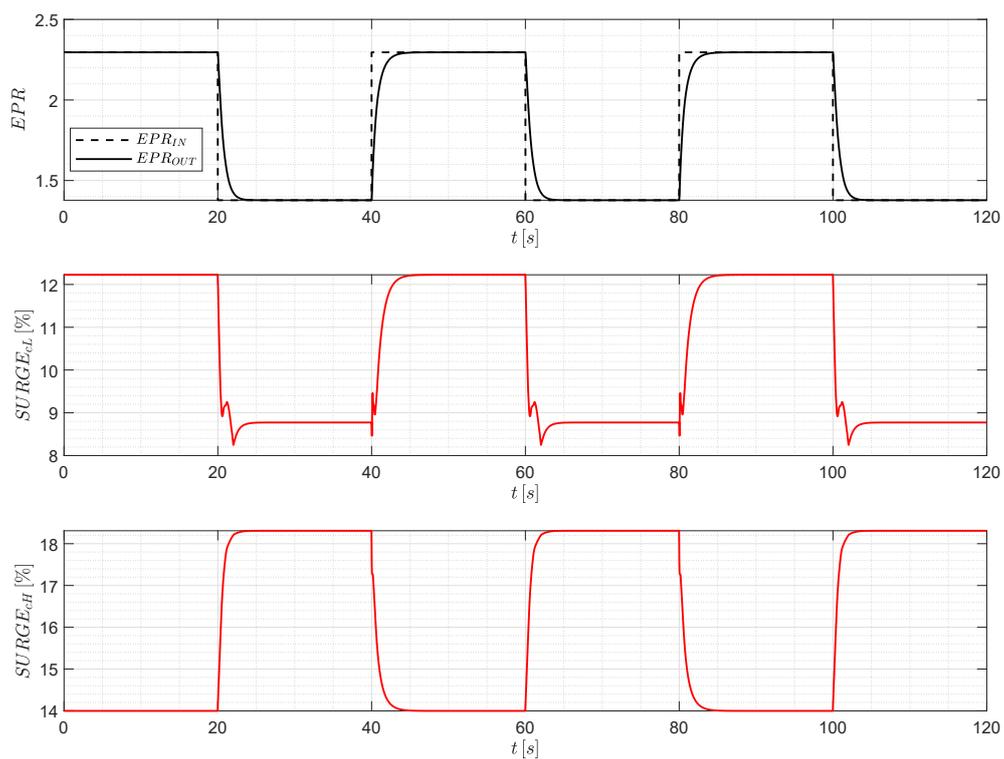
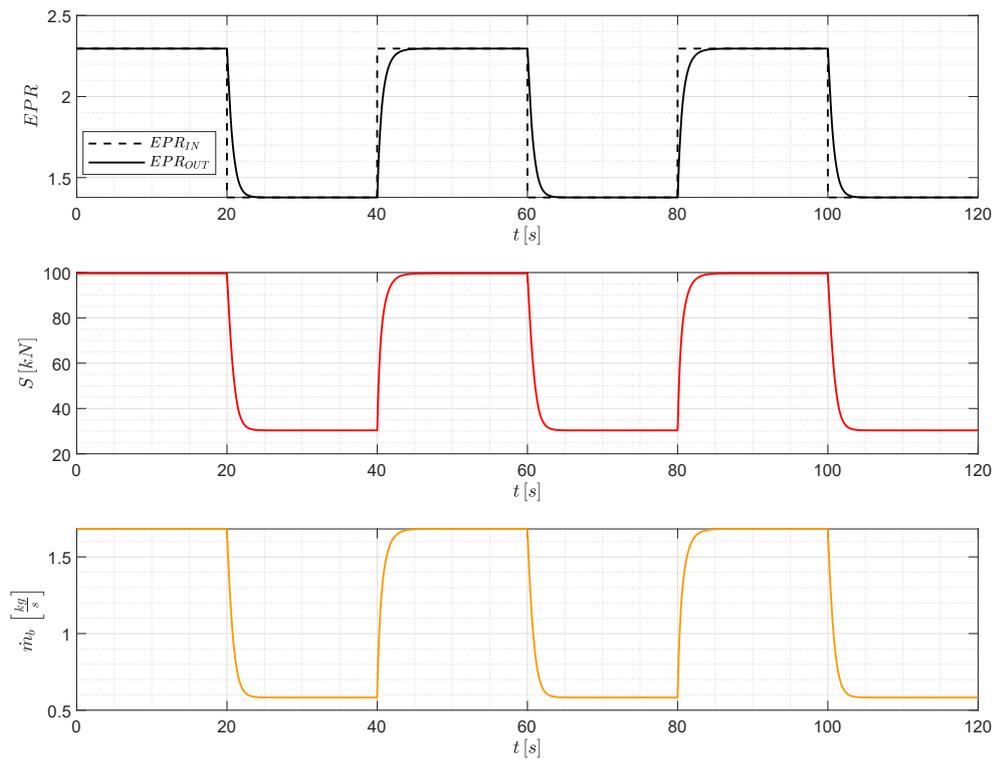


Figura 6.5: Variazione margine di pompaggio Olympus 593 con l'EPR

Figura 6.6: Variazione margine di pompaggio Olympus 593 con l' EPR

Capitolo 7

Conclusioni

Le analisi delle condizioni di funzionamento a progetto, così come quelle di fuori progetto, e le simulazioni sui quattro motori visti nei capitoli precedenti sono state effettuate mediante l'utilizzo del linguaggio FORTRAN77. La scelta di tale linguaggio di programmazione è dovuta, oltre che alla rapidità di esecuzione dello stesso, soprattutto alla possibilità di poter effettuare la parallelizzazione affinché sia possibile sfruttare più processori per eseguire i calcoli.

Attraverso gli studi eseguiti si è apprezzato come il metodo numerico di Newton-Raphson permette una rapida convergenza alla soluzione, anche con residui di iterazione molto piccoli. Durante le analisi per il funzionamento in transitorio, in fase di definizione della matrice Jacobiana, è importante scegliere dei valori di ε adeguati, altrimenti la soluzione potrebbe mostrare delle discontinuità in fase di modifica della manetta.

Quanto detto è quasi impossibile evitarlo per i rapporti di espansione delle turbine. Ciò è dovuto al fatto che le turbine, operando per gran parte del campo di funzionamento in regime critico, sono costituite da valori di rapporti di espansione che differiscono nelle ultime cifre decimali e, perturbando il sistema nella definizione della matrice delle derivate, è inevitabile ricavare una discontinuità in tale parametro.

Nella definizione del simulatore si è pervenuti alla conclusione che per ogni categoria di propulsore è necessario aggiornare il numero delle equazioni di bilancio per pervenire ad una soluzione corretta. In particolare, ogni albero aggiuntivo al primo impone con sé l'introduzione di tre equazioni di bilancio. La presenza dell'ugello è caratterizzata da un'equazione di bilancio che garantisce la continuità di portata attraverso esso e, infine, la presenza del fan introduce un'ulteriore equazione.

Dalle analisi svolte è stato possibile osservare come si perviene alla convergenza più o meno rapidamente in base alla dimensione delle inerzie che costituiscono i vari alberi. Generalmente, la presenza di un componente massiccio come il fan determina una soluzione raggiunta in un lasso di tempo più ampio rispetto a casi

in cui esso è assente.

Sviluppi futuri dei simulatori appena creati potrebbero essere quelli di parallelizzare il codice per simularlo su più processori, affinché sia possibile misurare il risparmio in tempo ottenuto per effettuare i calcoli.

Al codice potrebbe essere applicato il metodo dei volumi. Esso prevede l'introduzione di volumi tra i vari componenti del motore, giungendo così a soluzioni più accurate.

Come già anticipato nell'introduzione del presente lavoro di tesi, nella definizione del simulatore sono stati utilizzati due valori per il calore specifico, uno associato al flusso contenente la sola aria, l'altro che considera la presenza dei gas combusti. È possibile implementare una forma polinomica del calore specifico, tra quelle disponibili in letteratura, che considera la variazione del proprio valore associata al cambio di temperatura.

I codici sviluppati possono essere, inoltre, utilizzati per immettere alcuni controlli sul motore. Dato che questi sono stati analizzati soltanto per il turbogetto monoalbero e bialbero, potrebbero essere amplificati ai due turbofan, il JT9D-3A ed il *Turbo Union* - RB199, visti nei due capitoli del presente lavoro.

Avendo considerato, nell'analisi dei controlli, soltanto la presenza di un controllore proporzionale, introducendo l'apparato derivativo e quello integrativo è interessante valutare come differisce la risposta rispetto ai casi già visti. Inoltre, questi è possibile accorparli ai propulsori che prevedono un postcombustore, in modo tale da ridurre il flusso combustibile se si verificasse lo spegnimento accidentale del componente, affinché non sia raggiunta la condizione di *overspeed*.

Bibliografia

- [1] Lastaria F., *Il metodo di Newton, o delle Tangenti*, Corso di Analisi e Geometria 1, Politecnico di Milano, Milano, 2016
- [2] Rolls-Royce plc, *The Jet Engine*, Fifth Edition, Rolls-Royce plc, 1996
- [3] *G.E.'s Small Turbojet*, A note on the J85: Simplicity in design, 11 December 1959
- [4] Faculty of Aeronautics and Astronautics, Anadolu University, *Designation of Environmental Impacts and Damages of Turbojet Engine: A Case Study with GE-J85*, Eskisehir 26470, Turkey, 2014
- [5] Department of Aerospace Engineering, The University of Kansas, *Turbofan engine database as a preliminary design tool*, The University of Kansas, 2004
- [6] T. Bose, *Airbreathing Propulsion: An Introduction*, Springer Aerospace Technology, Springer Science+Business Media, LLC 2012
- [7] M. H. Benland, *Development of the Olympus 593*, Assistant chief development engineer, Olympus 593, Rolls-Royce Bristol Engine Division
- [8] Department of transportation, Federal Aviation Administration, *Type Certificate Data Sheet NO. E20EU*, Rolls-Royce Ltd., Aero Division-Bristol/S.N.E.C.M.A., Olympus 593 Mk. 610-14-28, 1981
- [9] Gunston, B. and Jane's Information Group, *Jane's Aero-engines*, JANE'S AERO ENGINES, Jane's Information Group, 1996
- [10] Jack D. Mattingly, *Elements of Gas Turbine Propulsion*, AIAA education series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005

[11] MTU Aero Engines GmbH, *RB199 turbofan engine*, MTU Aero Engines, Munich

[12] James F. Sellers and Carl J. Daniele, *DYNGEN - A PROGRAM FOR CALCULATING STEADY-STATE AND TRANSIENT PERFORMANCE OF A TURBOJET AND TURBOFAN ENGINES*, National Aeronautics And Space Administration, Washington, 1975

[13] Robert W. Koenig and Laurence H. Fishbach, *GENENG - A PROGRAM FOR CALCULATING DESIGN AND OFF-DESIGN PERFORMANCE FOR TURBOJET AND TURBOFAN ENGINE*, National Aeronautics And Space Administration, Washington, 1972

[14] Bassam Elsayed Saleh, *Modeling and Simulation of A Double Spool Turbofan Engine Using SIMULINK*, Department of Mechanical Power Engineering, Faculty of Engineering, Zagazig University, 2017

[15] George Kopasakis, Joseph W. Connolly, and Daniel E. Paxon, *Volume Dynamics Propulsion System Modeling for Supersonics Vehicle Research*, National Aeronautics And Space Administration, 2008

[16] Tornado data: <http://www.tornado-data.com/History/engine/engines.htm>

[17] Wikipedia: https://it.wikipedia.org/wiki/Turbo-Union_RB199

[18] RB199 Technology Features: <https://www.panavia.de/aircraft/rb-199-power-plant>