



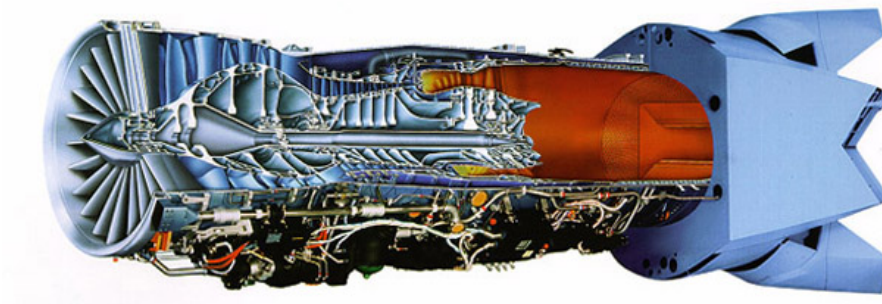
## Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

*Progetto di motori per aeromobili  
(01SRZMT)*

---

### Progetto preliminare di un motore turbofan per velivolo Air-To-Air Figther (AAF)

#### GRUPPO 10



#### **Studenti:**

Bashualdo Bobadilla Paolo Cesar  
Vergnano Filippo  
Cocuzza Santuccio Federico  
Sinibaldi Gabriele  
Pescatore Andrea  
Musco Marco

#### **Docente:**

Prof. Roberto Marsilio

# Indice

<b>1</b>	<b>Introduzione</b>	<b>1</b>
1.1	Request for proposal (RFP)	1
<b>2</b>	<b>Analisi dei vincoli</b>	<b>2</b>
2.1	Design preliminare punto di progetto	2
2.1.1	Stima iniziale delle frazioni di peso $\beta$	2
2.1.2	Verifica del punto di progetto	3
<b>3</b>	<b>Parametric Cycle Analysis</b>	<b>6</b>
3.1	Scelta delle variabili indipendenti	6
3.2	Scelta delle fasi di missione	6
3.3	Procedimento di calcolo	7
3.4	Risultati	7
<b>4</b>	<b>Scelta del motore</b>	<b>9</b>
4.1	Punto di progetto	9
4.2	Scelta del motore	9
4.3	Risultati	9
4.4	Confronto con il motore statistico	11
<b>5</b>	<b>Engine test</b>	<b>12</b>
5.1	Calcolo area infinito a monte $A_0$	12
5.1.1	Andamento area infinito a monte $A_0$ in funzione delle condizioni di volo	12
5.2	Calcolo area ingresso compressore $A_1$	14
5.3	Sizing ugello	14
5.4	Engine Test	15
<b>6</b>	<b>Progettazione delle macchine</b>	<b>17</b>
6.1	Fan design	18
6.1.1	Definizione dei parametri geometrici	18
6.1.2	Determinazione del FAN	20
6.2	Compressor design	22
6.2.1	Determinazione del compressore di alta pressione	22
6.3	Turbine design	24
6.3.1	Turbina di alta pressione	25
6.3.2	Turbina di bassa pressione	27
	<b>Appendice A</b>	<b>28</b>

# Capitolo 1

## Introduzione

Il progetto in esame si focalizza sulla acquisizione di competenze relative alle fasi necessarie coinvolte nella progettazione di un motore aeronautico. Il progetto di tipo *0D* è incentrato sul design delle singole componenti della turbomacchina, in particolare un **turbofan a basso rapporto di bypass a flussi miscelati** destinato a un caccia Air to Air (AAF). Considerando la complessità intrinseca dello studio, si adotteranno approssimazioni di natura sperimentale al fine di agevolare l'analisi.

Inizialmente, si procederà con un'analisi della missione, considerando le manovre che il velivolo dovrà effettuare. Tali manovre sono dettagliatamente descritte nel "**REQUEST FOR PROPOSAL**" (RFP), un documento che presenta i requisiti di performance per un determinato sistema/aeromobile e costituisce il punto di partenza del nostro progetto.

### 1.1 Request for proposal (RFP)

L'RFP è il documento fornito dal committente all'azienda incaricata della progettazione dell'aeromobile. Sarà necessario sviluppare il motore attorno ai dati che questo contiene, in modo che soddisfi i diversi requisiti specificati. Nel dettaglio, all'interno del documento sono riportati:

- Il profilo di missione tipico del velivolo
- Caratteristiche tecniche specifiche del modello
- Requisiti preliminari che il motore deve soddisfare
- Tutte le informazioni per costruire il velivolo
- Informazioni su parametri prestazionali, quali consumo e spinta specifici

## Capitolo 2

# Analisi dei vincoli

Nella fase iniziale della progettazione è necessario definire le forze che agiscono sul velivolo. Successivamente, una volta completata questa fase, è essenziale sviluppare un metodo in grado di stimare le performance dell'aeromobile durante qualsiasi fase della missione. Nella fase preliminare, è possibile stimare e descrivere le prestazioni del velivolo durante specifiche manovre utilizzando la **Master equation of flight**.

L'RFP svolge la fondamentale funzione di tradurre una fase di volo in una relazione funzionale tra due parametri chiave:

- Il **carico alare al decollo** ( $W_{TO}/S$ )
- La **spinta specifica al livello del mare** ( $T_{SL}/W_{TO}$ )

$$\frac{T_{SL}}{W_{TO}} = \frac{\alpha}{\beta} \left\{ \frac{qS}{\beta W_{TO}} \left[ K_1 \left( \frac{n\beta W_{TO}}{q S} \right)^2 + K_2 \left( \frac{n\beta W_{TO}}{q S} \right) + C_{D0} + C_{DR} \right] + \frac{P_S}{V} \right\} \quad (2.1)$$

Si esplicitano di seguito i parametri rilevanti:

$\alpha = \frac{T}{T_{SL}}$	Fornisce un'indicazione di come varia la spinta in funzione di altitudine, velocità di volo e se l'AB è attivato o disattivato
$\beta = \frac{W}{W_{TO}}$	Esprime come varia il peso istantaneo (i.e quanto carburante è stato consumato e se si è scaricato o meno il payload)
$P_S = \frac{d}{dt} \left( h + \frac{V^2}{2g} \right)$	Esprime la potenza specifica (tiene in conto la variazione di quota e l'accelerazione)

## 2.1 Design preliminare punto di progetto

L'equazione (2.1) consente, in una prima approssimazione, di comprenderne le performance del velivolo. A tale scopo, i parametri fondamentali nella scelta del punto di progettazione dell'aeromobile saranno  $W_{TO}/S$  e  $T_{SL}/W_{TO}$ . Ogni manovra eseguita dal velivolo sarà rappresentata da una specifica curva sul piano ( $W_{TO}/S$ ,  $T_{SL}/W_{TO}$ ).

### 2.1.1 Stima iniziale delle frazioni di peso $\beta$

I diversi valori di  $\beta$  utilizzati negli specifici segmenti della missione sono stati selezionati in prima approssimazione basandosi sull'RFP. Inoltre, nella tabella sottostante sono specificati alcuni requisiti relativi al segmento in questione. Una volta esplicitati tali dati, sarà possibile utilizzare il software *AEDsys* per generare un grafico che fornirà, per qualsiasi manovra eseguita, i valori del carico alare e del carico di spinta necessari.

Constraint	Name	$\beta$
1	Takeoff	1
2	Supersonic penetration and escape dash	0.85
3	Combat Turn 1	0.8
4	Combat Turn 2	0.76
5	Horizontal Acceleration	0.68
6	Landing	0.6
7	Maximum Mach Number	0.74

Tabella 2.1: Constraint

Dall'immagine sottostante, in base ai dati inseriti, si sceglie il punto corrispondente a:

$$\frac{T_{SL}}{W_{TO}} = 1.25$$

$$\frac{W_{MTO}}{S} = 65 \text{ psf}$$

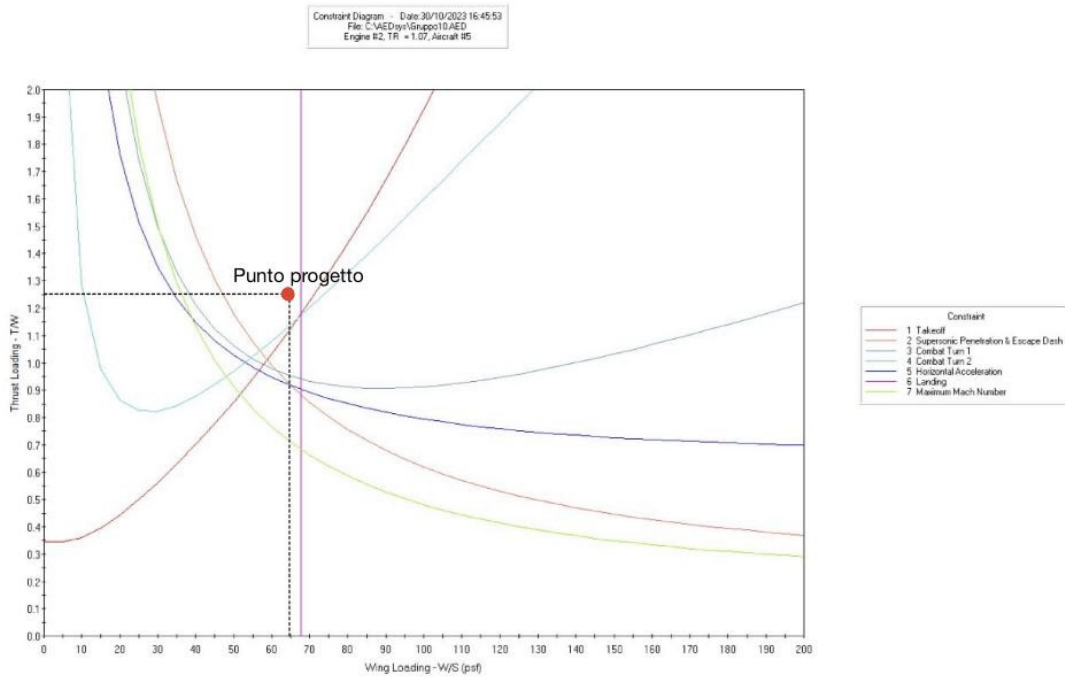


Figura 2.1: Punto di progetto prima iterazione

### 2.1.2 Verifica del punto di progetto

A questo punto conosciamo il punto di progetto tuttavia esso è stato scelto avendo ipotizzato i valori dei vari  $\beta$ , dunque è necessaria un'analisi più accurata. Per effettuare tale studio è necessario definire il peso al decollo del velivolo completo resolvendo iterativamente la seguente equazione:

$$W_{TO} = \frac{W_{PP} + W_{PE1} \prod_j^n + W_{PE2} \prod_k^n}{\prod_1^n - \Gamma} \quad (2.2)$$

dove  $\Gamma$  è:

$$\Gamma = (0.97)(2.34)(W_{TO})^{-0.13} \quad (2.3)$$

Servendosi del software AEDsys si calcolano i valori delle produttorie  $\prod_j^n \prod_k^n \prod_1^n$ , relative alle variazioni di peso in termini di fuel e di payload spendibile, ottenendo un valore di  $W_{MTO} = 24039lb$  che verrà approssimato a  $24000lb$ .

Dopo aver definito il peso al decollo, le variazioni di peso per i vari segmenti di missione è possibile avere una stima accurata dei valori di  $\beta$  grazie a quali è possibile ricalcolare un nuovo solution space.

Leg	Name	PI	Beta initial	Beta final	Wt Chg (lb)	Drag (lb)	Thrust (lb)	Time (sec)	Dist (nm)
1	1-2 A	0.98950	1.00000	0.98950	252	0	16169	60.0	0.00
2	1-2 B	0.99574	0.98950	0.98529	101	7363	27018	6.9	0.12
3	1-2 C	0.99837	0.98529	0.98368	39	7363	27002	3.0	0.11
4	2-3 D	0.99346	0.98368	0.97724	154	2399	15782	33.0	2.77
5	2-3 Ea	0.99272	0.97724	0.97013	171	3710	19141	29.4	4.05
6	2-3 Eb	0.99371	0.97013	0.96402	147	3205	12006	41.3	6.10
7	2-3 Ec	0.99416	0.96402	0.95839	135	2561	6849	70.2	10.07
8	3-4	0.97359	0.95839	0.93307	608	2469	2469	885.0	126.90
9	4-5	1.00000	0.93307	0.93307	0				
10	5-6	0.96742	0.93307	0.90267	730	2248	2248	1200.0	0.00
11	6-7a	0.99558	0.90267	0.89868	96	2339	13851	15.4	2.06
12	6-7b	0.99432	0.89868	0.89358	122	5403	18824	13.9	2.48
13	6-7c	0.99376	0.89358	0.88800	134	8863	25317	10.9	2.43
14	6-7d	0.93906	0.88800	0.83389	1299	10587	10587	378.8	93.02
15	7-8H	1.00000	0.83389	0.80672	652				
16	7-8I	0.97545	0.80672	0.78692	475	18143	18143	63.5	0.00
17	7-8J	0.97685	0.78692	0.76870	437	14286	14286	71.4	0.00
18	7-8Ka	0.99549	0.76870	0.76523	83	2898	15602	11.7	1.78
19	7-8Kb	0.99421	0.76523	0.76080	106	6796	21505	10.4	2.04
20	7-8Kc	0.99312	0.76080	0.75556	126	10032	24912	10.2	2.46
21	7-8L	1.00000	0.75556	0.72819	657				
22	8-9	0.97981	0.72819	0.71349	353	10477	10477	101.8	25.00
23	9-10	0.99705	0.71349	0.71138	51	5621	10072	28.0	5.13
24	10-11	0.96990	0.71138	0.68997	514	1832	1832	1010.3	144.87
25	Reserv	0.96762	0.68997	0.66763	536	1663	1663	1200.0	0.00
26	Remove	1.00000	0.66763	0.61146	1348				

Summary of Mission Weights  
Aircraft Takeoff Weight 24000 lb  
Weight of Fuel Used 6668 lb  
Weight of Payload Delivered 2657 lb  
Aircraft Landing Weight 14675 lb

Figura 2.2: Analisi di missione

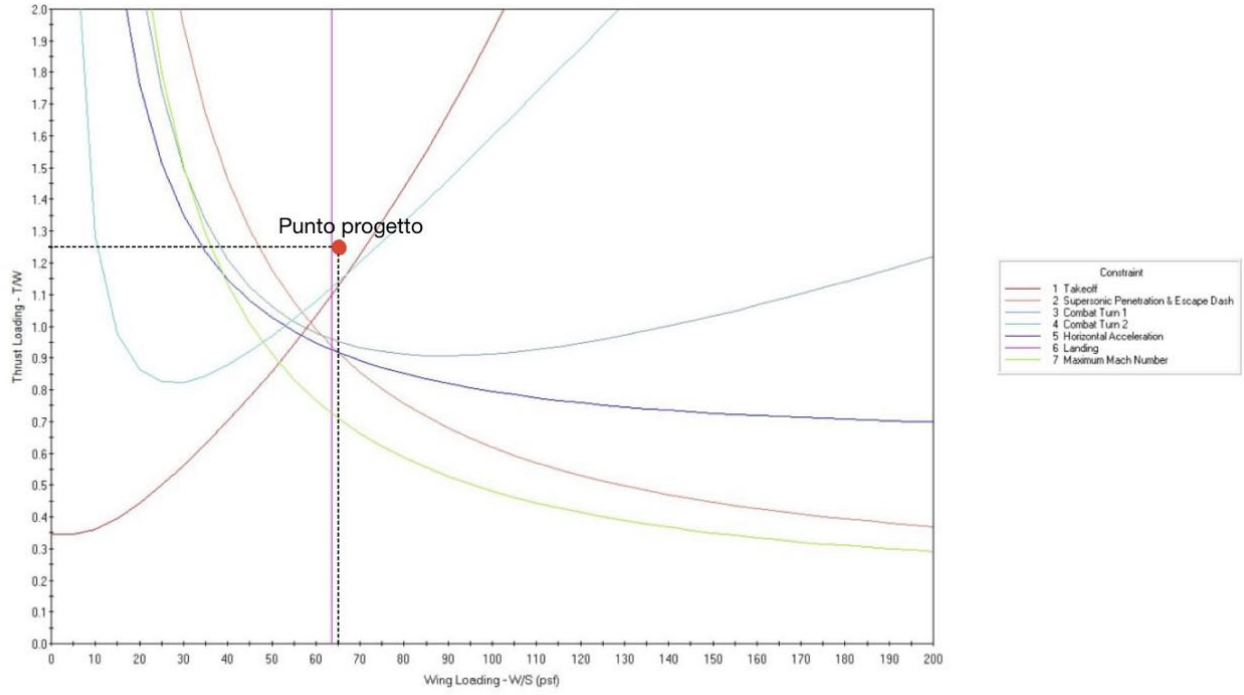


Figura 2.3: Punto di progetto

Si nota che il punto di progetto risulta al di fuori della zona delle soluzioni, in modo specifico risulta che il nostro punto di progetto non esaudisce la richiesta della curva del *landing*, in quanto la supera.

Per questo si è dovuto pensare ad un modo per riportare il nostro punto di progetto nella zona delle soluzioni. La soluzione proposta dal gruppo è stata quella di modificare il contributo del paracadute, dandogli valenza maggiore nella fase di *landing*.

Si è quindi proposto un valore di maggiore  $C_{DR}$ , oltre l'unità e si è ricalcolato il diametro e quindi le dimensioni del paracadute.

Con un  $C_{DR} = 1.1$  e invertendo la relazione:

$$C_{DR} = \frac{S_P}{S_W} C_{DP} \quad (2.4)$$

in cui

- $S_P = \pi \frac{D^2}{4}$ ;
- $S_W = 370 \text{ ft}^2$ ;
- $C_{DP} = 1.14$ ;

Si è calcolato un diametro pari a:

$$D = 21.3 \text{ ft} \quad (2.5)$$

Con la modifica delle dimensioni del paracadute si è potuto utilizzare ancora il punto di progetto scelto inizialmente.

## Capitolo 3

# Parametric Cycle Analysis

L'obiettivo di questa sezione è determinare i parametri di **Spinta** e **Consumo Specifico** del futuro motore. Per fare ciò è necessario dapprima svolgere un'analisi parametrica del ciclo termodinamico, determinando così i valori **non installati** di spinta  $\mathbf{F}$  e consumo specifico  $\mathbf{S}$ .

Per ogni iterazione, un parametro sarà fissato, mentre un'altro sarà fatto variare all'interno di un range. In generale i parametri di progetto sono:

- Rapporto di compressione del compressore ( $\Pi_c$ )
- Rapporto di compressione del fan ( $\Pi_f$ )
- By-pass ratio ( $BPR$ )
- Condizioni di volo (quota e Mach)
- Temperatura totale di ingresso turbina ( $T_4^0$ )
- Temperatura totale del post-bruciatore ( $T_7^0$ )
- Mach di ingresso al mixer ( $M_6$ )
- Rapporto di manetta ( $\tau$ )

### 3.1 Scelta delle variabili indipendenti

Per questioni di semplicità saranno prese in considerazione solo due tra le variabili sopra citate:

- $\Pi_c$ , nell'intervallo 15 - 30
- $BPR$ , nell'intervallo 0.2 - 0.6.

### 3.2 Scelta delle fasi di missione

Poichè la missione è costituita da molteplici fasi, per semplicità verranno analizzate solo le fasi più critiche:

- BCM/BCA - Subsonic Cruise Climb (AB = OFF)
- Supersonic Penetration - Supercruise (AB = OFF)
- Supersonic Acceleration (AB = ON)

Fase missione	$M$	$\theta$	$z$ [kft]	$\theta_0^0$	$T_4^0$ [ $R^\circ$ ]	$TSFC$	$S$
BCM/BCA	0.9	0.7519	42	0.8737	2613	1.015	0.964
Supersonic Penetration	1.5	0.7940	30	1.151	3200	1.203	1.143
Supersonic Acceleration	1.2	0.7950	30	1.025	3059	1.714	1.629

Tabella 3.1: Tabella valori delle fasi



### 3.3 Procedimento di calcolo

Per popolare la Tabella (3.1), a partire dalla conoscenza delle condizioni di volo ( $M$  e  $z$ ), si calcola dapprima  $\theta_0^0$ :

$$\theta_0^0 = \frac{\theta}{\theta_{std}} \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right) \quad (3.1)$$

Si procede poi al calcolo della temperatura di ingresso turbina  $T_4^0$ , che agir  da parametro di controllo per la regolazione del compressore:

$$\frac{T_4^0}{\theta_0^0} = \frac{T_{4,max}^0}{\theta_{0,break}^0} \Rightarrow T_4^0 = \frac{T_{4,max}^0}{\theta_{0,break}^0} \theta_0^0 \quad (3.2)$$

dove:

- $\theta_{0,break}^0 = 1.07$
- $T_{4,max}^0 = 3200 \text{ R}$

A questo punto   possibile calcolare il **consumo specifico della spinta installata** TSFC.

$$TSFC = (C_1 + C_2 M_0) \sqrt{\theta} \quad (3.3)$$

dove  $C_1$  e  $C_2$  sono due costanti che dipendono dalla condizione del motore.

Condizione	$C_1$	$C_2$
Dry (AB = OFF)	0.9	0.3
Wet (AB = ON)	1.6	0.27

Tabella 3.2

Si calcola ora il **consumo specifico della spinta non installata**  $S$ , sapendo che:

$$TSFC = \frac{\dot{m}_b}{T}$$

$$S = \frac{\dot{m}_b}{F}$$

Si ipotizzano perdite di installazione pari al 5%, pertanto si avr  una **spinta installata**  $T = 0.95F$ , e sostituendo si ottiene infine:

$$S = 0.95 \cdot TSFC \quad (3.4)$$

### 3.4 Risultati

A questo punto, possiamo inserire i dati di Tabella (3.1) su *AEDsys* per svolgere l'analisi parametrica del ciclo termodinamico. Si procede mantenendo costante  $\beta_c$  e variando il *BPR*, per poi procedere con l'approccio opposto. Si ripete questo processo per le tre fasi di missione scelte. Di seguito sono riportati i risultati:

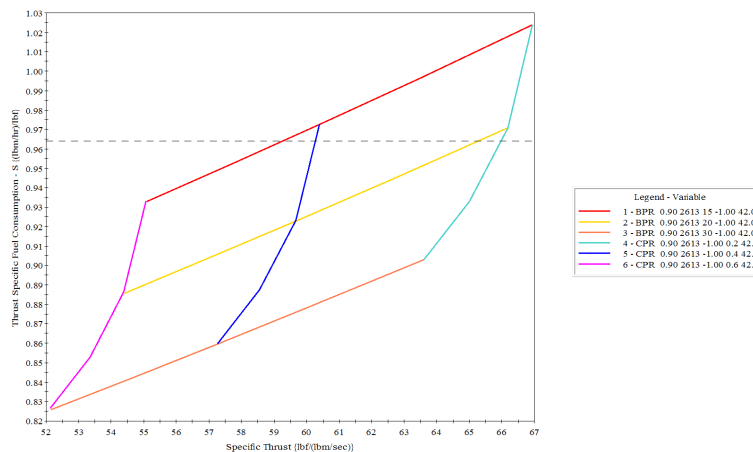


Figura 3.1: BCM/BCA

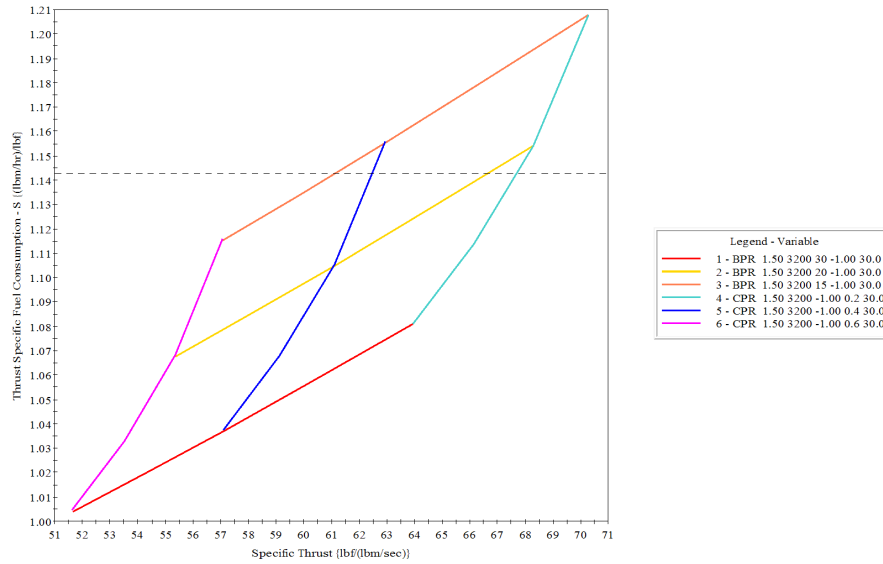


Figura 3.2: Supersonic Penetration

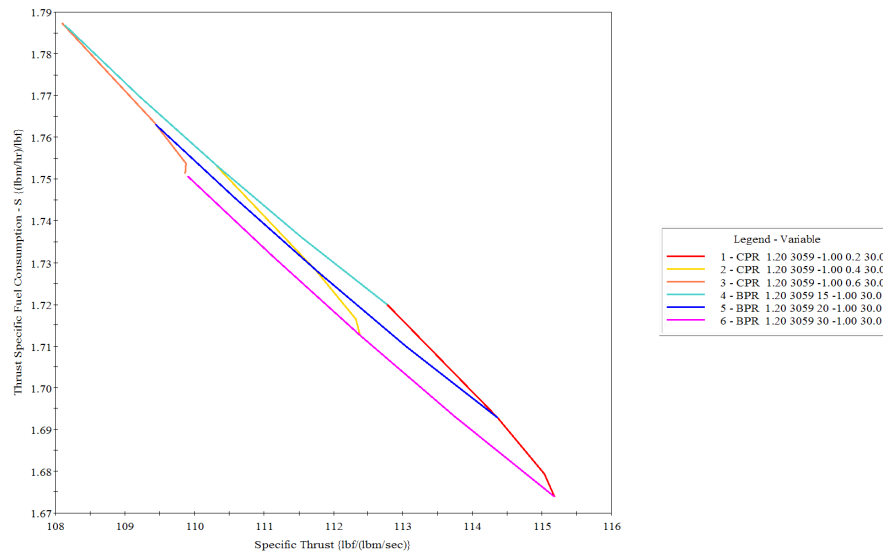


Figura 3.3: Supersonic Acceleration

Ogni diagramma analizzato presenta una linea orizzontale, ad eccezione di quello relativo alla *Supersonic Penetration*. In questo caso, con l'afterburner attivo si hanno generalmente consumi più elevati, e va notato inoltre che per l'analisi è stato sfruttato un modello del  $c_p$  che non tiene conto degli effetti della temperatura. Questa linea orizzontale rappresenta  $S$  calcolato attraverso il modello statistico del motore. L'obiettivo ideale è individuare un punto di progetto situato al di sotto della linea tratteggiata. Ciò è essenziale per mantenere il valore di  $W_f$  il più vicino possibile a quello precedentemente stabilito.

## Capitolo 4

# Scelta del motore

### 4.1 Punto di progetto

Ci si concentra ora sulla determinazione del **punto di progetto**. L'obiettivo è selezionare il punto che garantisca massime prestazioni, ossia per  $\Pi_c = \Pi_{cmax}$  e  $T_4^\circ = T_{4max}^\circ$ . Di seguito sono riportati i valori principali.

$\theta_0$	$z$ [ft]	$M_0$	AB	$\Pi_c$	$T_4^\circ$ [R°]
1.07	36000	1.451	ON	$\Pi_{cmax}$	3200

Tabella 4.1: Punto di progetto

### 4.2 Scelta del motore

A questo punto, si procede alla selezione di coppie  $\Pi_c$  e  $BPR$  dai diagrammi 3.1, 3.2, 3.3 al fine di definire le caratteristiche dei motore. Per semplificare, si ipotizza di limitare la scelta a tre modelli differenti, caratterizzati da coppie di valori per cui il consumo specifico della spinta non installata  $S$  che si verifica sia simile a quello calcolato con equazione (3.4) (linea tratteggiata dei diagrammi 3.1, 3.2, 3.3).

	$\Pi_c$	$BPR$
<i>Motore 1</i>	27	0.3
<i>Motore 2</i>	28	0.5
<i>Motore 3</i>	26	0.4

Tabella 4.2

Si inseriscono i dati scelti su "ONX" e si effettua un'analisi del ciclo termodinamico "Single Point" scegliendo una portata di 200 *lbm/sec*. Infine per la scelta finale si esegue un'analisi di missione per ogni motore, in modo da analizzarne il comportamento in ogni segmento.

### 4.3 Risultati

Di seguito sono riportati i valori rilevanti ottenuti:

	Fuel Used [lb]	$\Pi_f$	F [lb <sub>f</sub> ]	$T_9/T_0$
<i>Motore 1</i>	7651	4.4226	13393	2.5562
<i>Motore 2</i>	6486	3.9669	11909	2.3671
<i>Motore 3</i>	6591	4.1603	12657	2.4786

Tabella 4.3

Aspetti da tenere in conto per la scelta del motore:

- Ad un  $BPR$  più alto corrisponde un aumento delle dimensioni del motore
- Al crescere di  $\Pi_f$  aumenta la difficoltà di realizzazione del fan (e quindi del compressore)
- Considerando che il motore è impiegato per scopi militari, può essere utile diminuire la traccia infrarossa ( $T_9/T_0$  basso)

In base ai criteri sopra indicati, è stata presa la decisione di utilizzare il **motore 2**. Nonostante la sua spinta sia leggermente inferiore rispetto agli altri due (problema che verrà risolto successivamente aumentando il *Thrust Loading* a discapito di un aumento di dimensioni del motore), questo motore offre numerosi vantaggi:

- **Minore consumo di carburante**
- **Minore traccia termica  $T_9/T_0$**
- **Minore rapporto di compressione del fan  $\Pi_f$**

## 4.4 Confronto con il motore statistico

Viene ora confrontato il *Motore 2* con il *Motore Statistico* utilizzato nelle fasi preliminari del progetto in termini di spinta  $F$  in funzione del  $M$  di volo.

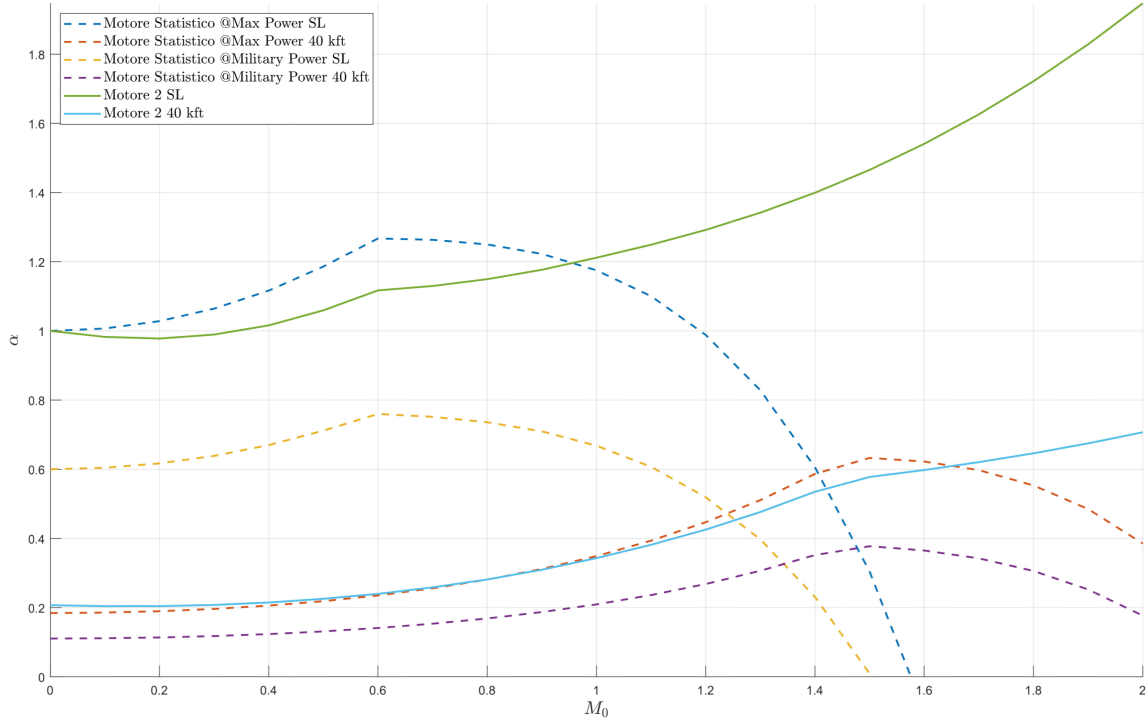


Figura 4.1: Confronto *Motore Statistico* e *Motore 2*

È possibile notare come le curve ottenute per il *Motore 2* mostrino una buona coincidenza con quelle del *Motore Statistico* a basse velocità di Mach. Tuttavia, all'aumentare della velocità, le curve si discostano notevolmente, principalmente a causa dell'assunzione di rendimenti costanti per i componenti, una ipotesi forte che non riflette la realtà effettiva. Da notare, infine, che nel punto di flesso, la spinta del *Motore 2* aumenta contrariamente a quanto accade per il *Motore Statistico*. Per ottenere gli andamenti di quest'ultimo sono state adottate le relazioni valide per un **turbofan a basso rapporto di bypass con flussi miscelati**:

- **Maximum Power**

$$\theta_0 \leq TR \Rightarrow \alpha = \delta_0 \quad (4.1)$$

$$\theta_0 > TR \Rightarrow \alpha = \delta_0 \left( 1 - 3.5 \frac{\theta_0 - TR}{\theta_0} \right) \quad (4.2)$$

- **Military Power**

$$\theta_0 \leq TR \Rightarrow \alpha = 0.6\delta_0 \quad (4.3)$$

$$\theta_0 > TR \Rightarrow \alpha = 0.6\delta_0 \left( 1 - 3.8 \frac{\theta_0 - TR}{\theta_0} \right) \quad (4.4)$$

La figura 4.1 è stata ottenuta con uno script Matlab riportato nell'[Appendice A](#).

## Capitolo 5

# Engine test

Una volta individuato il motore è necessario "specializzarlo" per la nostra missione di modo che si abbia in ogni fase di volo una spinta necessaria minore della spinta disponibile installata. Per fare ciò è necessario ricavare le dimensioni caratteristiche del motore.

In particolare si calcolerà:

1. Area infinito a monte  $A_0$
2. Area ingresso presa  $A_1$
3. Lunghezza ugello  $L$
4. Area ingresso ugello  $A_{10}$
5. Area uscita ugello  $A_9$

### 5.1 Calcolo area infinito a monte $A_0$

L'area  $A_0$  è determinabile a partire dalla conoscenza della portata  $\dot{m}_0$  richiesta dal motore. Tale portata varia in relazione alle condizioni di volo, come di conseguenza  $A_0$ .

Considerando la **turbina critica e bloccata**, si ha che la portata  $\dot{m}_4$  rimane **costante**. Se inoltre si trascurano le portate spillate ai compressori si ha che:

$$\dot{m}_4 = \dot{m}_c + \dot{m}_f = \dot{m}_c(1 + f) \quad (5.1)$$

Essendo  $\dot{m}_c$  la **portata del core** pari a:

$$\dot{m}_c = \frac{\dot{m}_0}{1 + BPR} \quad (5.2)$$

Ma è inoltre noto che:

$$\dot{m}_4 = \frac{p_4^0 A_4}{\sqrt{T_4^0}} f(1) \quad (5.3)$$

Pertanto, mettendo a sistema le tre equazioni precedenti, e avendo definito la condizione di volo, otteniamo la portata corretta a monte:

$$\dot{m}_0 = \frac{1 + BPR}{1 + f} \frac{p_0^0 \Pi_d \Pi_c \Pi_b}{\sqrt{T_4^0}} A_4 f(1) \quad (5.4)$$

Si sostituisce nella seguente relazione:

$$A_0 = \frac{\dot{m}_0 \sqrt{T_0^0}}{p_0^0 f(M_0)} \quad (5.5)$$

#### 5.1.1 Andamento area infinito a monte $A_0$ in funzione delle condizioni di volo

E' noto che la **portata corretta  $\dot{m}_{co}$**  vale:

$$\dot{m}_{co} = \frac{\dot{m}_0 \sqrt{T_0^0}}{p_0^0}$$

Pertanto si riscrive la (5.5) come:

$$A_0 = \frac{\dot{m}_{co}}{f(M_0)} \quad (5.6)$$

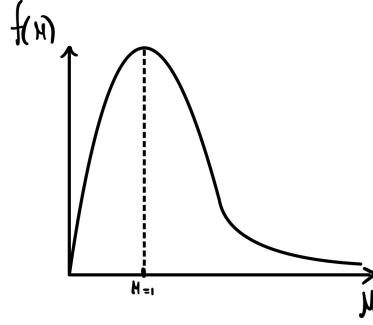
Quindi l'andamento di  $A_0$  è funzione di due componenti:

1. Funzione di Mach  $f(M_0)$ 

- Crescente per  $M \leq 1$

$$A_0 = \frac{\dot{m}_0 \sqrt{RT_0^0}}{p_0^0 f(1)} \Rightarrow A_{0,ref}^1 = \frac{\dot{m}_{co}}{f(1)}$$

- Decrescente per  $M > 1$ , per cui si ha equazione (5.6)

Figura 5.1: Andamento  $f(M_0)$ 2. Portata corretta  $\dot{m}_{co}$ 

Moltiplichiamo e dividiamo ambo i membri nella (5.4) per  $\frac{\sqrt{RT_0^0}}{p_0^0}$ , ottenendo:

$$\frac{\dot{m}_0 \sqrt{RT_0^0}}{p_0^0} = \frac{A_4 \Pi_b \Pi_d}{1+f} f(1) \cdot \frac{\Pi_c}{\sqrt{\frac{T_4^0}{T_0^0}}}$$

ovvero:

$$\dot{m}_{co} = K \cdot \frac{\Pi_c}{\sqrt{\frac{T_4^0}{\theta_0^0}}}^2 \Rightarrow \dot{m}_{co} \propto \frac{\Pi_c}{\sqrt{\frac{T_4^0}{\theta_0^0}}} \quad (5.7)$$

- Per  $\theta_0^0 < \theta_{0,break}$  a manetta e condizioni di volo fissate si ha  $\Pi_c$  massimo e pertanto la  $\dot{m}_{co}$  sarà anch'essa costante
- Per  $\theta_0^0 > \theta_{0,break}$ , il  $\Pi_c$  diminuisce in accordo alla sua legge di controllo, pertanto anche la  $\dot{m}_{co}$  si riduce. E' importante precisare che,  $\theta_0^0$  aumenta più lentamente di come  $\Pi_c$  diminuisce, per questo si ha una riduzione di  $\dot{m}_{co}$ .

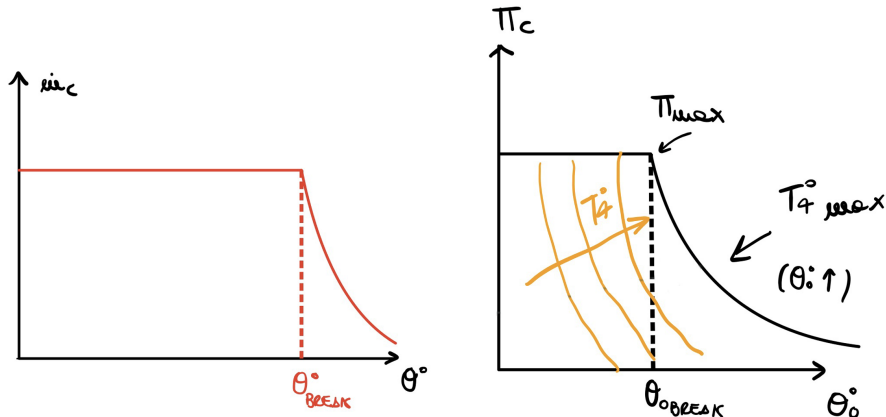
(a) Andamento  $\dot{m}_{co}$  in funzione di  $\theta_0^0$ (b) Andamento  $\Pi_c$  in funzione di  $\theta_0^0$ 

Figura 5.2

<sup>1</sup>In subsonico scelgo volontariamente che la presa sia critica

<sup>2</sup>Linea di funzionamento statica compressore (Turbogetto)

Siamo ora in grado di valutare  $A_0$  nel nostro motore. Con l'ausilio di "AEDsys" è sufficiente plottarne l'andamento per diverse condizioni di volo<sup>3</sup>. Si fa variare il Mach da 0 a 2 con incremento di 0.1, ottenendo il seguente andamento:

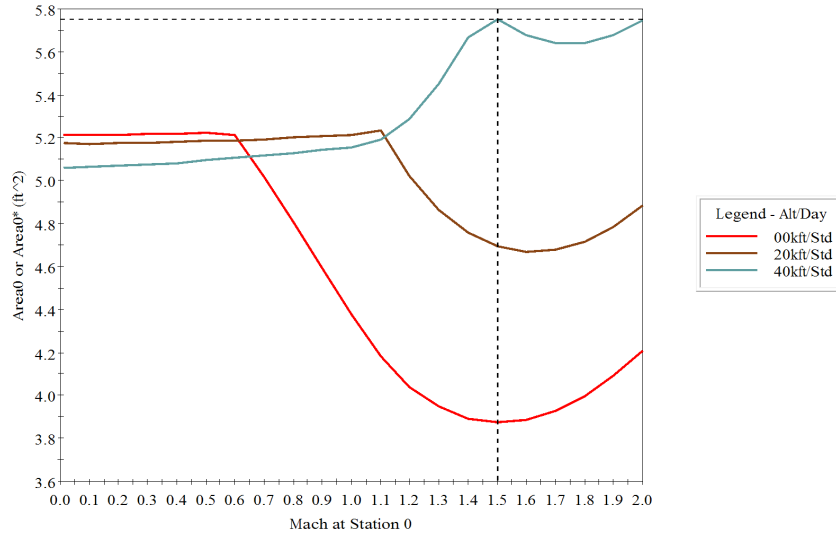


Figura 5.3: Andamento  $A_0 - M_0$  al variare di  $z$

Dal grafico si sceglie il **punto più alto della curva**, che sarà quello a quota massima  $z = 40 \text{ kft}$ , corrispondente alla sezione massima ammissibile.

$$A_0 = 5.73 \text{ ft}^2 \quad (5.8)$$

## 5.2 Calcolo area ingresso compressore $A_1$

Per calcolare l'area all'ingresso della presa è possibile supporre che il tubo di flusso 0 – 1 sia caratterizzato da un'evoluzione del flusso **isentropica**, quindi si conserva la  $T^0$ , inoltre consideriamo che la portata debba conservarsi, quindi  $\dot{m}_0 = \dot{m}_1$ . In queste condizioni possiamo scrivere che:

$$\dot{m}_1 = \frac{p_0^0 A_1}{\sqrt{T_0^0}} f(M_1) = \dot{m}_0$$

Nell'equazione precedente è tutto noto tranne  $f(M_1)$ , per cui possiamo assumere che  $M_1 = M_0$  (come avviene effettivamente nel supersonico). Si otterrebbe quindi che  $A_1 = A_0$ , ma per tenere conto del fatto che l'area è stata stimata con dei calcoli OD molto approssimati, si aumenta questa del 4%, ottenendo infine:<sup>4</sup>

$$A_1 = 1.04 A_0 = 5.96 \text{ ft}^2 \quad (5.9)$$

## 5.3 Sizing ugello

Per quanto riguarda il calcolo di  $A_9$  si fanno analoghe considerazioni, sapendo che:

$$\dot{m}_9 = \dot{m}_0 + \dot{m}_f + \dot{m}_{f_{AB}} - \dot{m}_\beta$$

dove:

- $\dot{m}_{f_{AB}}$  è la **portata di combustibile nell'afterburner**
- $\dot{m}_\beta$  è la **portata spillata dal core**

Si ha quindi:

$$A_9 = \frac{\dot{m}_9 \sqrt{T_9^0}}{p_9^0 f(M_9)} \quad (5.10)$$

<sup>3</sup>Noi per semplicità ne abbiamo considerate 3 a gradini di 20 kft ma in teoria sarebbe necessario farlo per più condizioni di volo in modo da avere un'analisi più precisa

<sup>4</sup>Si tiene conto della restizione del flusso a causa dello strato limite. In tal modo si evita che la presa diventi satura



Nella precedente equazione tutti i termini sono noti in funzione delle condizioni di volo, pertanto è possibile tracciare l'andamento di  $A_9$  in funzione di  $M_0$ , come fatto in precedenza.

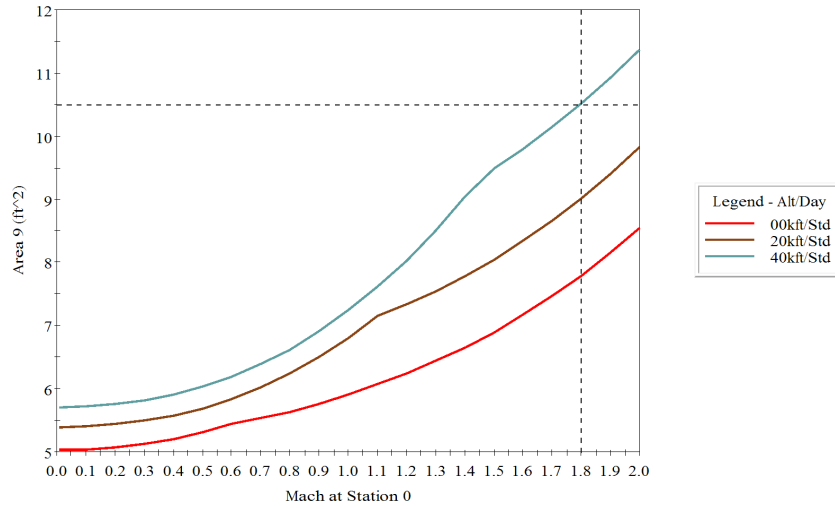


Figura 5.4: Andamento  $A_9 - M_0$  al variare di  $z$

Dall'RFP abbiamo un vincolo su Mach e quota massimi:

- **Maximum Mach number:** 1.8
- **Altitude:** 40 *kft*

Pertanto dalla Figura (5.4) scegliamo il punto corrispondente a  $M = 1.8$  sulla linea dei 40 *fkt*, ottenendo il valore di  $A_9$ :

$$A_9 = 10.5 ft^2 \Rightarrow D_9 = \sqrt{4 \cdot \frac{A_9}{\pi}} = 3.65 ft \quad (5.11)$$

Per il calcolo di  $A_{10}$  e  $L$  si fanno considerazioni analoghe a quelle fatte per il calcolo di  $A_1$ , ottenendo che:

$$A_{10} = 1.1 A_9 = 11.55 ft^2 \Rightarrow D_{10} = \sqrt{4 \cdot \frac{A_{10}}{\pi}} = 3.83 ft \quad (5.12)$$

$$L = 1.8 D_{10} = 6.894 ft \quad (5.13)$$

## 5.4 Engine Test

A questo punto su "Engine Data/Installation Loss Model" si inseriscono i valori di  $A_1$ ,  $A_{10}$  ed  $L$  ricavati in precedenza al fine di condurre una nuova analisi della missione.

Con un **Thrust Loading** di 1.25 (scelto all'inizio) si osserva la comparsa di un "Warning" in alcuni segmenti della missione a causa della richiesta di una spinta superiore a quella installata disponibile. Di conseguenza, si procede iterativamente aumentando il rapporto  $T/W$  e rieseguendo l'analisi della missione fino a quando il messaggio di "Warning" non compare più. Si giunge così a un valore di:

$$\frac{T}{W} = 1.28$$

E' importante menzionare che l'incremento del **Thrust Loading** si traduce in un aumento delle sezioni  $A_1$ ,  $A_{10}$  ed  $L$ . Va notato, tuttavia, che i risultati esposti nelle sezioni precedenti tengono già conto di questa modifica.

Parameter	Value
Engine	Motore 2
Number of Engines	1
Thrust Scale Factor	0.9405
Max Compressor Pressure Ratio	28.00
Wing Loading (W/S)	65.00 psf
Thrust Loading (T/W)	1.2800
Weight Fraction (Beta)	1.0000
Gross Takeoff Weight	24000 lb
Thrust @ SLS	30720 lb
Wing Area - S	369.23 sf
Empty Weight	14683 lb

Tabella 5.1: Dati motore scelto

Leg	Name	$\Pi$	$\beta_{initial}$	$\beta_{final}$	Wt Chg (lb)	Drag (lb)	Thrust (lb)	Time (sec)	Dist (nm)	Thrust(F) (lb)
1	1-2 A	0.99033	1.00000	0.99033	232	0	16898	60.0	0.00	17861
2	1-2 B	0.99566	0.99033	0.98603	103	7369	25905	7.3	0.13	26288
3	1-2 C	0.99845	0.98603	0.98450	37	7369	25747	3.0	0.11	25828
4	2-3 D	0.99426	0.98450	0.97885	136	2401	15339	34.1	2.87	15419
5	2-3 Ea	0.99330	0.97885	0.97229	157	3711	16542	35.4	4.88	16596
6	2-3 Eb	0.99399	0.97229	0.96644	140	3207	10022	53.5	7.89	10210
7	2-3 Ec	0.99414	0.96644	0.96078	136	2566	5634	98.3	14.11	5756
8	3-4	0.97654	0.96078	0.93824	541	2475	2475	839.6	120.14	2752
9	4-5	1.00000	0.93824	0.93824	0	-	-	-	-	-
10	5-6	0.96953	0.93824	0.90966	686	2261	2261	1200.0	0.00	2534
11	6-7a	0.99507	0.90966	0.90518	108	2351	13634	15.8	2.12	13740
12	6-7b	0.99357	0.90518	0.89936	140	5409	17198	16.0	2.85	18037
13	6-7c	0.99348	0.89936	0.89349	141	8868	23303	12.5	2.79	23500
14	6-7d	0.94442	0.89349	0.84383	1192	10591	10591	375.6	92.24	11182
15	7-8H	1.00000	0.84383	0.81666	652	-	-	-	-	-
16	7-8I	0.97624	0.81666	0.79726	466	18304	18304	63.5	0.00	18835
17	7-8J	0.97332	0.79726	0.77599	511	14608	14608	71.4	0.00	14767
18	7-8Ka	0.99505	0.77599	0.77214	92	2907	15095	12.3	1.87	15290
19	7-8Kb	0.99346	0.77214	0.76710	121	6802	19216	12.5	2.44	20191
20	7-8Kc	0.99294	0.76710	0.76168	130	10036	23946	11.0	2.65	24263
21	7-8L	1.00000	0.76168	0.73431	657	-	-	-	-	-
22	8-9	0.98149	0.73431	0.72072	326	10481	10481	101.8	25.00	11083
23	9-10	0.99737	0.72072	0.71882	45	5629	8032	28.0	5.13	8172
24	10-11	0.97128	0.71882	0.69818	495	1852	1852	1012.4	144.87	2062
25	Reserv	0.96705	0.69818	0.67517	552	1682	1682	1200.0	0.00	1824
26	Remove	1.00000	0.67517	0.61901	1348	-	-	-	-	-

Tabella 5.2: Variabili fluidodinamiche nei vari segmenti di missione

Parameter	Value (lb)
Aircraft Takeoff Weight	24000
Weight of Fuel Used	6487
Weight of Payload Delivered	2657
Aircraft Landing Weight	14856

Tabella 5.3: Sommario dei pesi durante la missione

## Capitolo 6

# Progettazione delle macchine

Si procede adesso alla progettazione delle macchine che costituiscono il motore. A tal fine è necessario ricercare la condizione di volo per cui la portata è massima, e tale condizione non è nè il *punto di progetto* scelto ( $M = 1.45$ ,  $z = 36000 \text{ ft}$ ) nè *sea level* ( $M = 0$ ,  $z = 0 \text{ ft}$ ). Perciò non conviene valutare il motore in queste due condizioni, in quanto se si dimensionasse ad una portata che non è la massima, nel momento in cui questa venisse richiesta da motore esso andrà a lavorare male. Pertanto, sapendo che all'inizio di questa trattazione abbiamo imposto come punto di progetto:

$$\theta_{0,break}^0 = 1.07 \quad (6.1)$$

sapendo inoltre che il **Throttle Ratio** è un parametro di controllo sulla temperatura massima che il motore può raggiungere ed è definito come:

$$\theta_{0,break}^0 = \frac{T_{4,max}^0}{T_4^0} \theta_0^0 \quad (6.2)$$

e poichè è noto che si ha portata massima per  $T_4^0 = T_{4,max}^0$ , la 6.2 diventa:

$$\theta_{0,break}^0 = \theta_0^0 = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2\right) \quad (6.3)$$

Mettendo a sistema la 6.1 con la 6.3, si ricava il  $M_0$  per cui si ha **portata massima**:

$$M_0 = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} (1.07 - 1)} = 0.6 \quad , \quad \text{per } z = 0 \text{ ft} \quad (6.4)$$

La **portata massima** sarà quindi pari a:

$$\dot{m}_0 = 320.04 \text{ lbm/s} \quad (6.5)$$

Station	$\dot{m}$ (lbm/s)	$\gamma$	$p^\circ$ (psia)	$T^\circ$ (R)	Station	$\dot{m}$ (lbm/s)	$\gamma$	$p^\circ$ (psia)	$T^\circ$ (R)	Station	$\dot{m}$ (lbm/s)	$\gamma$	$p^\circ$ (psia)	$T^\circ$ (R)
0	320.04	1.4000	18.745	556.04	0	188.08	1.4000	11.311	554.96	0	259.70	1.4000	14.697	518.70
1	320.04	1.4000	18.745	556.04	1	188.08	1.4000	11.022	554.96	1	259.70	1.4000	14.697	518.70
2	320.04	1.4000	18.182	556.04	2	188.08	1.4000	10.691	554.96	2	259.70	1.4000	14.256	518.70
13	320.04	1.4000	72.245	865.85	13	188.08	1.4000	42.408	863.72	13	259.70	1.4000	56.670	807.83
bypass	107.25	1.4000	72.245	865.85	bypass	62.69	1.4000	42.408	863.72	bypass	86.68	1.4000	56.670	807.83
2.5	212.79	1.4000	72.245	865.85	2.5	125.39	1.4000	42.408	863.72	2.5	173.02	1.4000	56.670	807.83
3	212.79	1.4000	508.070	1608.36	3	125.39	1.4000	299.325	1606.21	3	173.02	1.4000	399.188	1501.33
3.1	189.39	1.4000	508.070	1608.36	3.1	111.59	1.4000	299.325	1606.21	3.1	153.99	1.4000	399.188	1501.33
3.2	189.39	1.4000	502.990	1608.36	3.2	111.59	1.4000	296.332	1606.21	3.2	153.99	1.4000	395.197	1501.33
MB	5.4160				MB	3.1954				MB	4.0281			
fuel					fuel					fuel				
4	194.80	1.3000	492.828	3200.00	4	114.79	1.3000	290.345	3200.00	4	158.01	1.3000	387.213	2988.85
4.1	205.44	1.3000		3101.39	4.1	121.06	1.3000		3101.39	4.1	166.67	1.3000		2896.74
4.4	205.44	1.3000		2468.29	4.4	121.06	1.3000		2468.29	4.4	166.67	1.3000		2305.42
4.5	216.08	1.3000	162.141	2410.56	4.5	127.33	1.3000	95.524	2410.56	4.5	175.32	1.3000	127.393	2251.50
5	216.08	1.3000	71.940	2032.37	5	127.33	1.3000	42.301	2031.55	5	175.32	1.3000	56.476	1897.93
6	216.08	1.3000	71.940	2032.37	6	127.33	1.3000	42.301	2031.55	6	175.32	1.3000	56.476	1897.93
16	107.25	1.4000	72.245	865.85	16	62.69	1.4000	42.408	863.72	16	86.68	1.4000	56.670	807.83
6A	323.33	1.3271	69.354	1698.94	6A	190.02	1.3269	40.763	1699.52	6A	262.00	1.3270	54.435	1587.15
AB	11.5796				AB	6.8037				AB	9.8875			
fuel					fuel					fuel				
7	334.91	1.3000	66.580	3600.00	7	196.83	1.3000	39.133	3600.00	7	271.89	1.3000	52.258	3600.00
8	334.91	1.3000	66.580	3600.00	8	196.83	1.3000	39.133	3600.00	8	271.89	1.3000	52.258	3600.00
9	334.91	1.3000	65.248	3600.00	9	196.83	1.3000	38.350	3600.00	9	271.89	1.3000	51.213	3600.00

(a)  $M_0 = 0.6$  ,  $z = 0 \text{ ft}$

(b)  $M_0 = 1.451$  ,  $z = 36 \text{ kft}$

(c)  $M_0 = 0$  ,  $z = 0 \text{ ft}$

Figura 6.1: Interfacce *Motore 2*

## 6.1 Fan design

Il primo componente da progettare è il fan, posizionato immediatamente dopo la presa d'aria. In seguito sarà trattata la progettazione del compressore di alta pressione, che segue sostanzialmente gli stessi principi di quella del fan, semplificandone l'analisi.

Un compressore assiale generico è composto da  $n$  stadi, ciascuno costituito da un *rotore* e uno *statore*. È possibile che sia incluso un IGV (**Inlet Guide Vane**), il cui scopo è incrementare la velocità di rotazione senza aumentare la velocità di ingresso, mitigando così le problematiche legate alla compressibilità e migliorando il rapporto di compressione. Tuttavia, l'IGV introduce un incremento di peso e presenta delle perdite, il che ne limita l'utilizzo. In particolare, nei compressori transonici come quelli impiegati nei moderni fan, l'IGV non risulta essenziale.

Si fanno le seguenti ipotesi:

- Progetto al **raggio medio** ( $r_m$ ): si assume che il progetto sia condotto al raggio medio ( $r_m$ ), che rappresenta la media tra i raggi dell'hub ( $r_h$ ) e del tip ( $r_t$ ) della macchina.

$$r_m = \frac{r_t + r_h}{2} \quad (6.6)$$

- Progetto con **triangoli di velocità simmetrici**: si ipotizza che i triangoli di velocità siano simmetrici, ripetuti ad ogni stadio. Ciò implica che gli stadi siano identici tra loro.
- Progetto con **velocità assiale costante**

### 6.1.1 Definizione dei parametri geometrici

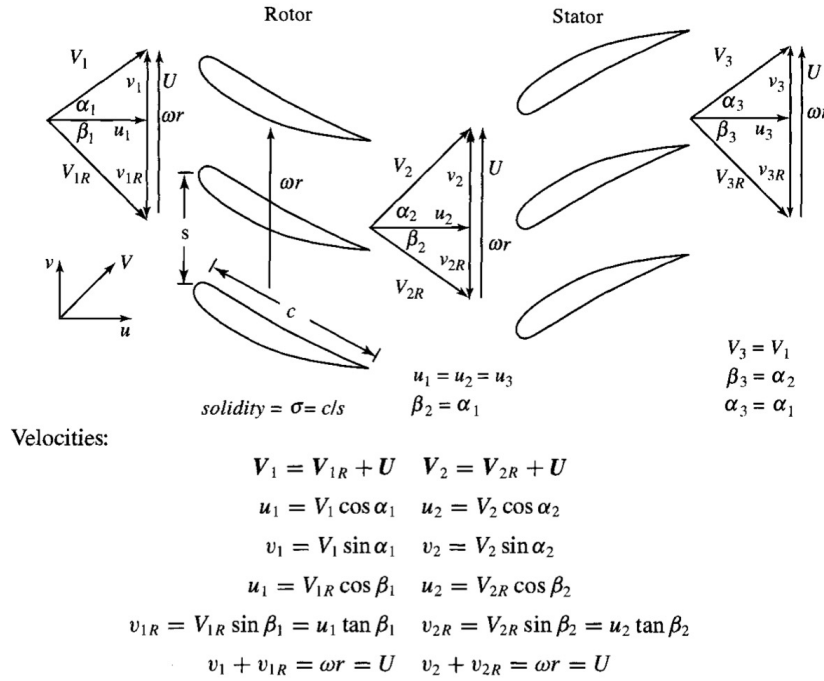
Per definire i parametri geometrici per ciascuno stadio, che comprende sia il rotore che lo statore, è fondamentale identificare le grandezze chiave legate alla geometria delle pale. Di seguito, sono elencati i parametri geometrici utili per la trattazione:

- **Corda della pala ( $c$ )**: la distanza tra il bordo d'attacco e il bordo d'uscita lungo la linea media della pala.
- **Passo della palettatura ( $s$ )**: la distanza verticale fra i leading edge di due palette contigue
- **Solidità ( $\sigma$ )**: rappresenta la densità di palette in uno stadio del compressore, ed è un *parametro di progetto*. È definita come il rapporto tra la corda della pala  $c$  e il passo della palettatura  $s$ :

$$\sigma = \frac{c}{s} \quad (6.7)$$

In generale, all'aumentare della solidità, è possibile incrementare il carico sullo stadio, permettendo di aumentare il rapporto di compressione relativo ( $\Pi$ ). Tuttavia, va considerato che un aumento della solidità comporta anche un aumento del peso complessivo dello stadio, oltre che un aumento delle dissipazioni. Di solito, è scelta nel range tra 1 e 1.1, eccetto nel caso del **fan**, dove può raggiungere valori tra 1.2 e 1.4.

- **Angolo di calettamento delle palette ( $\theta$ )**: l'angolo tra la linea media della pala e la direzione radiale al punto d'ingresso della pala nel rotore (o nello statore)
- **Angolo di deflessione del flusso ( $\alpha_i - \alpha_e$ )**: l'angolo tra la direzione assiale e la direzione di velocità assoluta (**statore**)
- **Angolo di deflessione del flusso ( $\beta_i - \beta_e$ )**: l'angolo tra la direzione assiale e la direzione di velocità relativa (**rotore**)
- **Angolo di camber paletta ( $\gamma_i - \gamma_e$ )**: l'angolo determinato dalla tangente alla *camber line* della paletta rispettivamente al bordo d'attacco e al bordo d'uscita.



### Fattore di Diffusione ( $D$ )

Il fattore di diffusione ( $D$ ) è correlato all'incidenza aerodinamica della palettatura e al numero di Mach in ingresso  $M_1$ . Questo parametro è fondamentale nel limitare le perdite di pressione totale, le quali sono influenzate dai seguenti fattori:

- Con l'aumento dell'incidenza, si manifestano perdite per strato limite. Esiste un limite pratico determinato dallo stallo della paletta, in generale non si vuole superare  $|\alpha_1 - \alpha_2| = 25^\circ$ .
- All'aumentare del numero di Mach  $M_1$ , si verificano perdite legate alla compressibilità. Nel caso di flussi transonici, si assiste a una ricompressione con formazione di onde d'urto dissipative sul dorso. I profili transonici, caratterizzati da una sezione sottile e un ventre piatto, consentono di ridurre le perdite mantenendo costante il numero di Mach. Tuttavia, questa caratteristica richiede l'introduzione di un maggior numero di palette per evitare un eccessivo carico su quelle esistenti.

E' necessario quindi definire un parametro limitante che segnali un potenziale sovraccarico della palettatura. Ipotizzando di essere a  $M_1 = \text{cost}$  si può dimostrare che all'aumentare dell'incidenza della pala si verifica un aumento progressivo della depressione sul dorso (poco influenzato il ventre). Questa depressione amplifica la portanza, ma se il gradiente cresce e supera una certa soglia critica, si verifica la separazione del flusso. Questa separazione inizia localmente sul bordo di uscita e gradualmente porta allo stallo completo della pala. All'aumentare del rapporto di compressione ( $\Pi_s$ ), ci si avvicina alla condizione di separazione/stallo, pertanto si è introdotto un parametro sperimentale noto come **fattore di diffusione** ( $D$ ), definito come:

$$D = \frac{V_{\max} - V_i}{V_{\text{avg}}} \quad (6.8)$$

dove:

- $V_{\max}$  rappresenta la massima velocità sviluppata sul profilo.
- $V_{\text{avg}}$  è una velocità di riferimento rispetto alla quale il parametro è adimensionato (generalmente  $V_{\text{avg}} = V_i$ ).

La  $V_{\max}$  può essere espressa in funzione di  $\Delta v$  e  $\sigma$  come segue:

$$V_{\max} = V_i + \frac{\Delta v}{2\sigma} \quad (6.9)$$

dove:

- $\Delta v = v_2 - v_1$  è associato all'incidenza, e un aumento di  $\Delta v$  comporta un aumento di  $V_{\max}$  e, di conseguenza, più perdite di stallo.
- La solidità  $\sigma$  è un altro parametro che influenza le perdite per separazione: una  $\sigma$  elevata implica pale poco spaziate che prevengono la separazione impedendo lo stallo.

Esprimendo infine le velocità in funzione degli angoli di deflessione, otteniamo che:

$$D = 1 - \frac{\cos(\alpha_2)}{\cos(\alpha_1)} + \frac{\tan(\alpha_2) - \tan(\alpha_1)}{2\sigma} \cos(\alpha_2) \quad (6.10)$$

Quello che si fa è definire  $D$  a priori, e nota anche la  $v_1$ , si ricava la  $v_2$  massima ammissibile, ovvero  $\alpha_2$ . Da indagini sperimentali si ha che per evitare problemi di separazione deve essere:

$$D < 0.6 \quad (6.11)$$

### 6.1.2 Determinazione del FAN

L'obiettivo adesso è progettare un *Fan* che realizzi le condizioni a **portata massima**  $\dot{m}_0$  definite in Tabella (6.1a) e riportate qui sotto.

Station	$\dot{m}$ (lbm/s)	$\gamma$	$p^\circ$ (psia)	$T^\circ$ (R)
2	320.04	1.4000	18.182	556.04
1.3	320.04	1.4000	72.245	865.85

Tabella 6.1: Ingresso e uscita del Fan

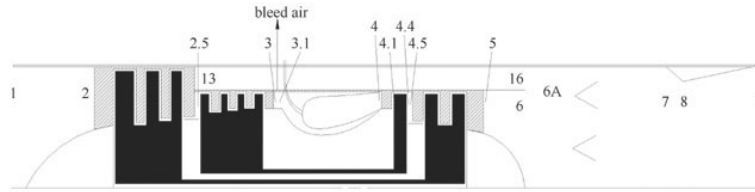


Figura 6.3: Stazioni del motore

1. Si calcola il **numero di stadi**  $n$ : tipicamente si impone che il salto di temperatura  $(\Delta T^\circ)_s$  sia intorno a  $100^\circ R$ :

$$n = \frac{\Delta T^\circ}{100^\circ R} = \frac{(T_{1.3}^\circ - T_2^\circ)}{100^\circ R} \approx 3 \quad (6.12)$$

2. Adesso che si è a conoscenza di  $n$  si calcola il **salto di temperatura per stadio**  $(\Delta T^\circ)_s$ :

$$(\Delta T^\circ)_s = \frac{(T_{1.3}^\circ - T_2^\circ)}{3} = 103.27^\circ R \quad (6.13)$$

3. Si calcola il **rapporto di compressione per il singolo stadio**  $\pi_s$  sapendo che il  $\Pi_f$  vale (Tabella 4.3):

$$\Pi_f = 3.97$$

$$\pi_s = \sqrt[3]{\Pi_f} = 1.58 \quad (6.14)$$

4. Per il calcolo degli angoli  $\alpha_1$  e  $\alpha_2$  è necessario svolgere uno studio parametrico al variare di  $\alpha_1$ , tramite il software "comp.exe". Sarà necessario inserire dei valori di input e verificare che i valori di  $\pi_s$  e  $(\Delta T^\circ)_s$ , calcolati ai punti precedenti, siano uguali. Sarà inoltre importante verificare che  $\alpha_1 - \alpha_2 < 25^\circ$ .

Si inseriscono i seguenti valori di input:

$T_1^\circ$ [ $^\circ R$ ]	$M_1$	$D$	$\sigma$	$\eta_{yc}$	$\alpha_{1,in}$	$\alpha_{1,end}$
556.01	0.6	0.55	1.2	0.89	$35^\circ$	$40^\circ$

Tabella 6.2: Input data *comp.exe*

L'output che rispetta i requisiti è:

$\alpha_1$	$\alpha_2$	$\tau_s$	$(\Delta T^\circ)_s$	$\pi_s$	$(\omega r/V_1)$	$M_{1R}$
35.4	58.14	1.186	103.35	1.70	1.89	0.93

Tabella 6.3: Parametri calcolati Fan

5. Si procede adesso calcolando il numero di giri massimo ammissibile:

$$\omega_{strutt} = \sqrt{\frac{4\pi\sigma_c}{\rho A_1 \left(1 + \frac{A_{b,tip}}{A_{b,hub}}\right)}} = 839.38 \text{ rad/s} = 8019.55 \text{ rpm} \quad (6.15)$$

dove:

- $\frac{A_{b,tip}}{A_{b,hub}} = 0.8$
- $A_1$  si ricava imponendo la conservazione della portata  $\dot{m}_2 = \dot{m}_1$

$$\dot{m}_2 = \frac{p_1^\circ A_1}{\sqrt{RT_1^\circ}} f(M_1) \cos \alpha_1 \Rightarrow A_1 = 1138.16 \text{ in}^2 = 0.7343 \text{ m}^2$$

- $\sigma_c$  è la tensione di snervamento del *titanio*:

$$\sigma_c = 344.74 \text{ MPa} = 50000 \text{ psi}$$

- $\rho$  è la densità del *titanio*:

$$\rho = 290.44 \text{ lbm/ft}^3 = 4652.41 \text{ kg/m}^3$$

6. Si calcola il raggio il raggio medio  $r_m$ :

$$r_m = \frac{V_1}{\omega_{strutt}} (\omega r/V_1) = 18.11 \text{ in} = 0.46 \text{ m} \quad (6.16)$$

dove  $V_1$  si calcola sapendo che:

$$V_1 = M_1 \cdot \sqrt{\gamma R \frac{T_1^\circ}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2}} = 204.157 \text{ m/s}$$

7. Si calcolano raggio all'hub e al tip:

$$h = \frac{A_1}{2\pi r_m} = 10 \text{ in} = 0.2542 \text{ m}$$

$$r_{tip} = r_m + \frac{h}{2} = 23.10 \text{ in} = 0.5868 \text{ m} \quad (6.17)$$

$$r_{hub} = r_m - \frac{h}{2} = 13.09 \text{ in} = 0.3326 \text{ m} \quad (6.18)$$

8. Infine si calcola la velocità assiale al tip:

$$U_{tip} = \omega_{strutt} \cdot r_{tip} = 492.55 \text{ m/s}^1 \quad (6.19)$$

A questo punto si inseriscono i valori ottenuti nel tool *Compressor Preliminary Analysis* di *AEDsys* e si verifica che l'output ottenuto realizzi le condizioni di Tabella 6.1, in particolare si vuole che la  $T_{1.3}^\circ$  del ciclo termodinamico sia uguale a quella ottenuta nell'ultimo stadio. Si ha:

$$\begin{cases} T_{1.3}^\circ = 865.85^\circ\text{R} & (\text{Ciclo}) \\ T_{1.3}^\circ = 866.3^\circ\text{R} & (\text{Uscita 3° stadio}) \end{cases}$$

<sup>1</sup>Poichè si ricava un valore di  $U_{tip}$  elevato sarebbe necessario riscaldare il motore in modo da ottenere una velocità al tip di circa 450 m/s.

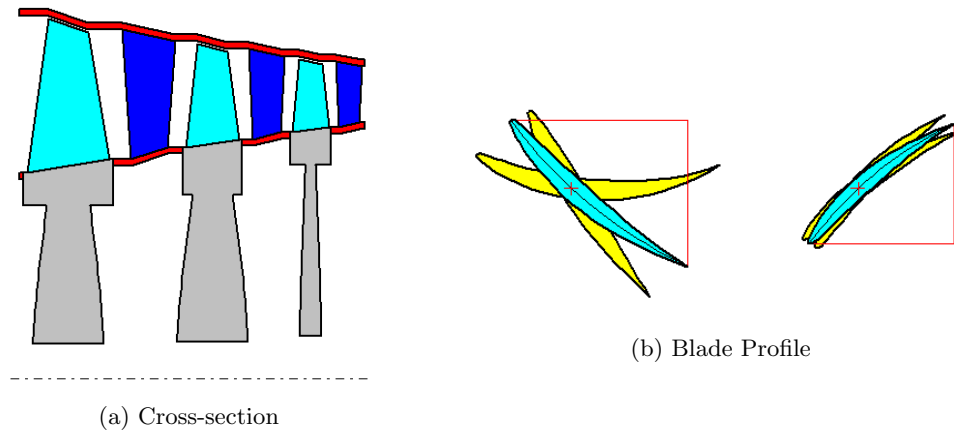


Figura 6.4: Fan Design

## 6.2 Compressor design

Per il dimensionamento del compressore di alta pressione si esegue a grandi linee lo stesso procedimento del fan, si avranno pertanto le medesime ipotesi:

- Progetto al **raggio medio** ( $r_m$ )
- Progetto con **triangoli di velocità simmetrici**
- Progetto con **velocità assiale costante**

### 6.2.1 Determinazione del compressore di alta pressione

L'obiettivo è progettare un *compressore di alta pressione* che realizzi le condizioni a **portata massima**  $\dot{m}_0$  definite in Tabella (6.1a) e riportate qui sotto.

Station	$\dot{m}$ (lbm/s)	$\gamma$	$p^\circ$ (psia)	$T^\circ$ (R)
2.5	212.79	1.4000	72.245	865.85
3	212.79	1.4000	508.07	1608.36

Tabella 6.4: Ingresso e uscita del compressore di alta pressione

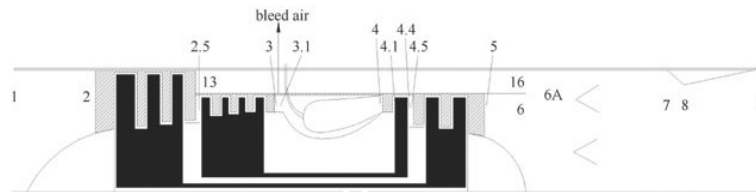


Figura 6.5: Stazioni del motore

1. Con un ragionamento analogo a quello fatto per il compressore si calcola che è necessario avere un numero di stadi pari a:

$$n = 9 \quad (6.20)$$

2. Si calcola il **salto di temperatura per stadio** ( $\Delta T^\circ_s$ ):

$$(\Delta T^\circ)_s = \frac{(T_3^\circ - T_{2.5}^\circ)}{n} = 82.50^\circ R \quad (6.21)$$

3. Si calcola il **rapporto di compressione per il singolo stadio**:

$$\pi_s = \sqrt[9]{\frac{p_3^\circ}{p_{2.5}^\circ}} = 1.242 \quad (6.22)$$



4. Per il calcolo degli angoli  $\alpha_1$  e  $\alpha_2$  si utilizzerà nuovamente il software "comp.exe". Si inseriscono i seguenti valori di input:

$T_{2.5}^\circ [^\circ R]$	$M_{2.5}$	$D$	$\sigma$	$\eta_{yc}$	$\alpha_{1,in}$	$\alpha_{1,end}$
865.34	0.5	0.54	1.1	0.89	$10^\circ$	$40^\circ$

Tabella 6.5: Input data *comp.exe*

È opportuno sottolineare che il numero di Mach all'ingresso del compressore  $M_{2.5}$  sarà fissato a 0.5, considerata la discontinuità tra il fan e il compressore originata dalla variazione di sezione. Tale scelta viene fatta nonostante il valore di  $M_{1.3}$  sia pari a 0.473 (all'uscita del fan). Questa decisione è giustificata dal fatto che la variazione di sezione tra il fan e il compressore simula l'effetto di un condotto convergente. L'output che rispetta i requisiti è:

$\alpha_1$	$\alpha_2$	$\tau_s$	$(\Delta T^\circ)_s$	$\pi_s$	$(\omega r/V_1)$	$M_{1R}$
15.500	47.0629	1.0953	82.4649	1.3280	1.3029	0.7073

Tabella 6.6: Parametri calcolati Compressore

Si noti che  $|\alpha_1 - \alpha_2| > 25^\circ$ , ma ciò non risulta un problema in quanto si è imposto un  $D < 0.6$ , il che di per sé riduce gli effetti di separazione.

5. Si procede adesso calcolando il numero di giri massimo ammissibile:

$$\omega_{strutt} = \sqrt{\frac{4\pi\sigma_c}{\rho A_{2.5} \left(1 + \frac{A_{b,tip}}{A_{b,hub}}\right)}} = 1880.9 \text{ rad/s} = 17961 \text{ rpm} \quad (6.23)$$

dove:

- $\frac{A_{b,tip}}{A_{b,hub}} = 0.8$
- $A_{2.5}$  si ricava imponendo la conservazione della portata  $\dot{m}_{2.5} = \dot{m}_3$

$$\dot{m}_3 = \frac{p_{2.5}^\circ A_{2.5}}{\sqrt{RT_{2.5}^\circ}} f(M_{2.5}) \cos \alpha_1 \Rightarrow A_{2.5} = 226.66 \text{ in}^2 = 0.1462 \text{ m}^2$$

6. Si calcola il raggio il raggio medio  $r_m$ :

$$r_m = \frac{V_{2.5}}{\omega_{strutt}} (\omega r/V_1) = 5.85 \text{ in} = 0.1486 \text{ m} \quad (6.24)$$

dove  $V_{2.5}$  si calcola sapendo che:

$$V_{2.5} = M_{2.5} \cdot \sqrt{\gamma R \frac{T_{2.5}^\circ}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{2.5}^2}} = 214.52 \text{ m/s}$$

7. Si calcolano raggio all'hub e al tip:

$$h = \frac{A_{2.5}}{2\pi r_m} = 6.16 \text{ in} = 0.1566 \text{ m}$$

$$r_{tip} = r_m + \frac{h}{2} = 8.93 \text{ in} = 0.2269 \text{ m} \quad (6.25)$$

$$r_{hub} = r_m - \frac{h}{2} = 2.7670 \text{ in} = 0.07 \text{ m} \quad (6.26)$$

8. Infine si calcola la velocità assiale al tip:

$$U_{tip} = \omega_{strutt} \cdot r_{tip} = 426.79 \text{ m/s}^2 \quad (6.27)$$

<sup>2</sup>Poichè si ricava un valore di  $U_{tip}$  elevato sarebbe necessario riscaldare il motore in modo da ottenere una velocità al tip di circa 450 m/s.

Si inseriscono, come per il fan, i valori ottenuti nel tool *Compressor Preliminary Analysis* di *AEDsys* e si verifica che l'output ottenuto realizzi le condizioni di Tabella 6.4, in particolare si vuole che la  $T_3^\circ$  del ciclo termodinamico sia uguale a quella ottenuta nell'ultimo stadio. Si ha:

$$\begin{cases} T_3^\circ = 1608.36^\circ\text{R} & (\text{Ciclo}) \\ T_3^\circ = 1609^\circ\text{R} & (\text{Uscita } 9^\circ \text{ stadio}) \end{cases}$$

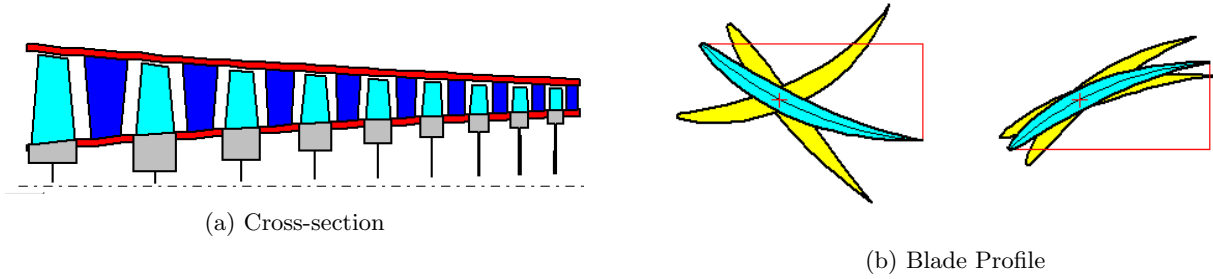


Figura 6.6: Compressor Design

### 6.3 Turbine design

Per il design della turbina bisogna prima evidenziare i vari motivi per il quale la progettazione di questa turbomacchina risulta estremamente diversa dal progetto di un compressore in quanto:

- Nello stage della turbina, il primo statore risulta bloccato, invece statori/rotori degli stadi successivi non lo sono;
- La densità del flusso cambia repentinamente e dunque vanno considerati anche gli effetti dovuti alla comprimibilità del fluido;
- La turbina genera potenza diversamente dal compressore che la assorbe;
- Le alte  $T$  implicano la necessità di considerare l'*heat transfer*;
- Le limitazioni sulla geometria della palettatura sono meno costrittive rispetto a quelle imposte dal compressore.

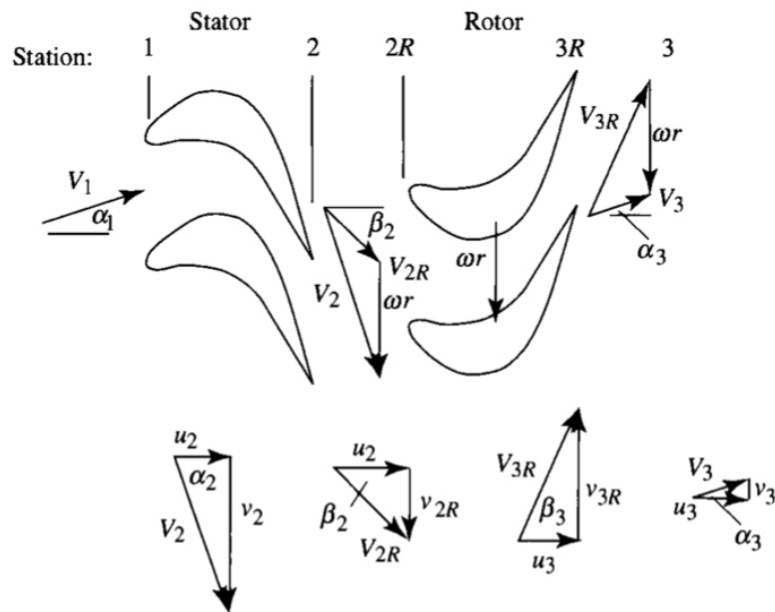


Figura 6.7: Stage di turbina e diagrammi di velocità

Sono state fatte queste ipotesi:

- $M_2$  e  $M_{3R}$  note;
- Flusso bidimensionale;
- Velocità assiale costanti ( $u_1 = u_2 = u_3$ );
- Raggio medio costante;
- Flusso adiabatico nello statore e rotore;
- Flusso caloricamente perfetto  $\gamma_t$  e  $R_t$  noti;

Vengono inoltre definiti due parametri:

- Velocità  $V'$

$$V' = \sqrt{(c_{pt} \cdot T_1^\circ)} \quad (6.28)$$

- Velocità rotore adimensionalizzata  $\Omega$

$$\Omega = \frac{\omega \cdot r}{V'} \quad (6.29)$$

La velocità  $V'$  è un parametro che serve per **adimensionalizzare** le velocità e come formulazione somiglia alla velocità limite, velocità di un fluido per  $T = 0$  K.

### 6.3.1 Turbina di alta pressione

Prendendo come riferimento la tabella in figura (6.1a) si hanno i seguenti dati di input:

Station	$\dot{m}$ (lbm/s)	$\gamma$	$p^\circ$ (psia)	$T^\circ$ (R)
4.1	205.46	1.3000	492.876	3101.4
4.4	205.46	1.3000	162.157	2468.3

Tabella 6.7: Ingresso e uscita Turbina di alta pressione

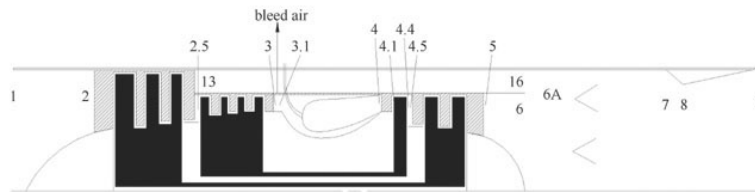


Figura 6.8: Stazioni del motore

Inoltre è nota la velocità di rotazione della turbina pari a quella del compressore di alta pressione  $\omega = 1880.9$  rad/s.

Il procedimento di risoluzione è il seguente: Il progetto viene condotto a raggio medio costante e grado di reazione pari a  $^\circ R_t = 0.5$  in modo da ottenere triangoli di velocità simmetrici e lo stesso profilo tra la paletta statorica e la paletta rotorica. Il raggio medio per la turbina può essere imposto dal progettista e in questo caso si è progettata la turbina allo stesso raggio medio del compressore di alta pressione.

- $r_m = 5.85$  in.

Da cui è stato possibile calcolare i seguenti valori:

- $V' = 1413.7$  m/s
- $\Omega = 0.2$

É importante notare che il range di valori in cui  $\Omega$  può variare è  $0.2 < \Omega < 0.3$  e le performance migliori si ottengono per valori elevati, tuttavia in questo studio si è deciso di preferire una progettazione allo stesso raggio medio per lo spoon di alta pressione.

Il passaggio successivo prevede di calcolare:

$$\tau_t = \frac{T_{4.4}^{\circ}}{T_{4.1}^{\circ}} = 0.7958 \quad (6.30)$$

Questo valore è il target che si deve raggiungere per il progetto della turbina.

Inizialmente si è cercato di progettare la turbina di alta pressione con un singolo stadio, tuttavia per ottenere tale valore di  $\tau_t$  l'angolo  $\alpha_2$  risultante sarebbe superiore ai limiti previsti per la turbina ( $\alpha_2 < 75^{\circ}$ ). Il valore limite di  $\alpha_2$  è necessario perchè angoli maggiori di questo porterebbero il flusso ad avere direzione circonferenziale e non più assiale. Il valore ottimale per tale angolo è stato studiato essere pari a  $60^{\circ}$ . Risulta quindi necessario realizzare la turbina con due stadi, ciascuno in grado di fornire un  $\tau_s$  pari a 0.892. Inserendo questi dati all'interno del programma insieme al valore di  $M_2=1.1$  e  $M_{3R}=0.9$  si ottiene un angolo pari a  $\alpha_2 = 53^{\circ}$ .

$\alpha_2$	$\alpha_3$	$\tau_s$	$\beta_2 + \beta_3$
$53^{\circ}$	$16.83^{\circ}$	0.892	$78.09^{\circ}$

Tabella 6.8: Parametri calcolati Turbina alta

Per quanto riguarda l'angolo  $\alpha_3$  una situazione ottimale sarebbe quella in cui tale angolo fosse pari a zero e quindi il flusso uscisse in direzione assiale, tuttavia un valore pari a  $\alpha_3=16^{\circ}$  risulta accettabile e non è necessario inserire un EGV. La progettazione ottimale prevederebbe un valore dell'angolo di rotazione del flusso da parte del rotore  $\beta_2 + \beta_3$  pari a  $120^{\circ}$  tuttavia a causa dell'impossibilità di utilizzare un singolo stadio di turbina si è costretti a ridurre notevolmente tale valore.

Andando a risolvere su AEDsys il ciclo termodinamico si ottiene una temperatura totale in uscita dalla turbina in linea con i risultati attesi.

$$\begin{cases} T_{4.4}^{\circ} = 2468.3^{\circ}\text{R} & (\text{Ciclo}) \\ T_{4.4}^{\circ} = 2479^{\circ}\text{R} & (\text{Uscita 2}^{\circ} \text{ stadio}) \end{cases}$$

Ottenuti gli angoli necessari e verificati i risultati ottenuti si procede con la realizzazione di uno sketch dei due stadi di turbina di alta pressione e della relativa palettatura.

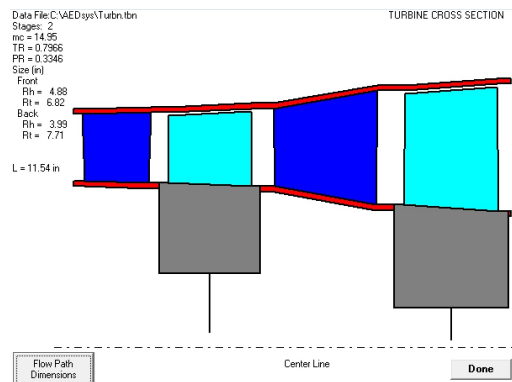


Figura 6.9: Turbina di alta pressione

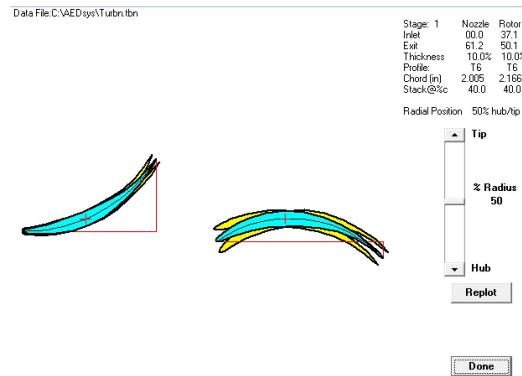


Figura 6.10: Palettatura turbina alta pressione

### 6.3.2 Turbina di bassa pressione

Il processo di risoluzione della turbina di bassa pressione è del tutto analogo a quello sopra presentato. I valori di input sono:

Station	$\dot{m}$ (lbm/s)	$\gamma$	$p^\circ$ (psia)	$T^\circ$ (R)
4.5	216.1	1.3000	162.157	2410.56
5	216.1	1.3000	71.946	2032.37

Tabella 6.9: Ingresso e uscita Turbina di bassa pressione

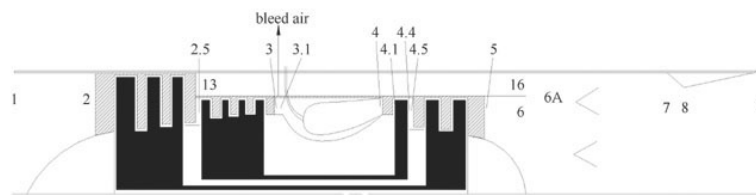


Figura 6.11: Stazioni del motore

La velocità di rotazione della turbina di bassa pressione è uguale alla velocità ottenuta per il *Fan* ed è pari a  $\omega = 839 \text{ rad/s}$ .

Sono stati calcolati:

- $V' = 1246.38 \text{ m/s}$
- $\Omega = 0.3$
- $\tau_t = 0.843$

È opportuno effettuare una considerazione aggiuntiva sul valore di  $\Omega$  in quanto numerosi studi hanno dimostrato che il lavoro generato dalla turbina aumenta all'aumentare di tale parametro. Per il progetto della turbina di bassa pressione è stato imposto il valore di  $\Omega = 0.3$ <sup>3</sup> da cui è stato calcolato il raggio medio:

- $r_m = 0.445 \text{ m} = 17.52 \text{ in.}$

Inserendo questi dati all'interno del programma considerando un  $M_2 = 1.1$  e un  $M_{3R} = 0.9$  si è ottenuto un valore di  $\alpha_2$  pari a  $60^\circ$ .

$\alpha_2$	$\alpha_3$	$\tau_s$	$\beta_2 + \beta_3$
$60^\circ$	$9^\circ$	0.843	$84.2^\circ$

Tabella 6.10: Parametri calcolati Turbina bassa

<sup>3</sup>Ricordando che il range in cui esso può variare è tra 0.2 e 0.3

In questo caso si nota come l'angolo  $\alpha_3$  di uscita dalla turbina sia piccolo e quindi il flusso uscirà con una direzione quasi assiale.

Si procede con la risoluzione del ciclo termodinamico mediante *AEDsys* ottenendo una temperatura totale in linea con il risultato atteso.

$$\begin{cases} T_5^\circ = 2032.37^\circ\text{R} & (\text{Ciclo}) \\ T_5^\circ = 2037^\circ\text{R} & (\text{Uscita}) \end{cases}$$

Ottenuti gli angoli necessari e verificati i risultati ottenuti si procede con la realizzazione di uno sketch dei due stadi di turbina di bassa pressione e della relativa palettatura.

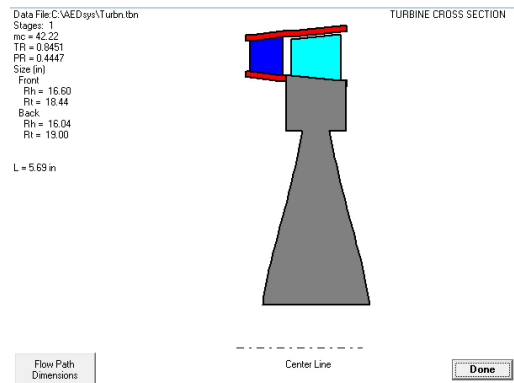


Figura 6.12: Turbina di bassa pressione

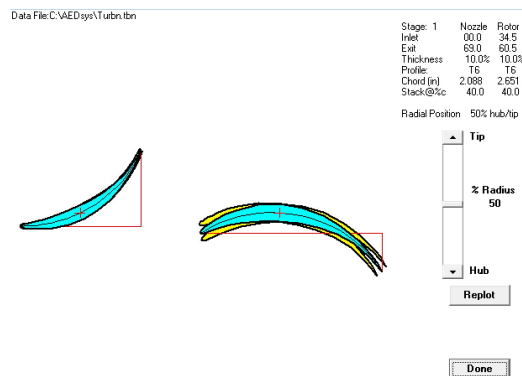


Figura 6.13: Palettatura turbina bassa pressione

# Appendice A

```

1  clear all
2  clc
3  close all
4
5  z = [0, 40000];
6  M = 0:0.1:2;
7  powerType = [0,1]; %0: MaxPower, 1: MilitaryPower
8
9  figure
10 hold on
11 grid on
12
13 for i = 1:length(powerType)
14
15     plotAlpha(z, M, powerType(i));
16
17 end
18
19 Thrust_SL = 30721; %Spinta non installata del Motore 2 a quota SL e M = 0
20
21 T_SL = xlsread("engine.xlsx", 'A2:A22');
22 T_40 = xlsread("engine.xlsx", 'B2:B22');
23
24 plot(M,T_SL/Thrust_SL,'LineWidth', 1.5)
25 plot(M,T_40/Thrust_SL,'LineWidth', 1.5)
26
27 ylim([0, inf])
28 xlabel('$M_0$', 'FontSize', 15, 'Interpreter','latex');
29 ylabel('$\alpha$', 'FontSize', 15, 'Interpreter','latex');
30 legend('Motore Statistico @Max Power SL','Motore Statistico @Max Power 40
    kft','Motore Statistico @Military Power SL','Motore Statistico @Military
    Power 40 kft', 'Motore 2 SL','Motore 2 40 kft', 'FontSize', 12, '
    Location','northwest', 'Interpreter', 'latex')
31
32 hold off
33
34 function plotAlpha(z, M , powerType)
35
36 gamma = 1.4;
37 TR = 1.07;
38 [T_std, P_std] = t_and_p(0);
39
40 theta_0 = @(y,x) y / T_std * (1 + (gamma - 1) / 2 * x^2);
41 delta_0 = @(y,x) y / P_std * (1 + (gamma - 1) / 2 * x^2)^(gamma / (gamma -
    1));
42
43     for i = 1:length(z)
44         alpha = zeros(length(M), 1);
45         [T, p] = t_and_p(z(i));

```

```

46     for j = 1:length(M)
47         t0 = theta_0(T, M(j));
48         d0 = delta_0(p, M(j));
49
50
51         if t0 <= TR
52             if powerType == 0
53                 alpha(j) = d0;
54             elseif powerType == 1
55                 alpha(j) = 0.6 * d0;
56             end
57         elseif t0 > TR
58             if powerType == 0
59                 alpha(j) = d0 * (1 - 3.5 * (t0 - TR) / t0);
60             elseif powerType == 1
61                 alpha(j) = 0.6 * d0 * (1 - 3.8 * (t0 - TR) / t0);
62             end
63         end
64     end
65
66     plot(M, alpha, '--', 'LineWidth', 1.5);
67
68 end
69
70 end
71
72
73
74 function [T,p] = t_and_p(z)
75     P0 = 101325;           % Pressione al livello del mare (Pa)
76     L = 0.0065;           % Gradiente adiabatico standard dell'aria (K/m)
77     T0 = 288.15;          % Temperatura al livello del mare (K)
78     g = 9.81;             % Accelerazione dovuta alla gravit (m/s^2)
79     R = 287.05;           % Costante dei gas per l'aria secca (J/(kg K))
80
81     % Converti altitudine da piedi a metri
82     z_metri = z * 0.3048;
83
84     % Calcola pressione atmosferica
85     p = P0 * (1 - (L * z_metri) / T0) ^ (g / (R * L));
86
87     % Calcola temperatura atmosferica
88     if z_metri <= 11000
89
90         T = T0 - L * z_metri;
91
92     else
93
94         T = 216.65;
95
96     end
97 end

```