



Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino

Appunti universitari

Tesi di laurea

Cartoleria e cancelleria

Stampa file e fotocopie

Print on demand

Rilegature

NUMERO: 1823A -

ANNO: 2015

A P P U N T I

STUDENTE: Contadin Stefania

MATERIA: Motori per aeromobili, Esercitazioni svolte - Prof. Pastrone

Il presente lavoro nasce dall'impegno dell'autore ed è distribuito in accordo con il Centro Appunti.

Tutti i diritti sono riservati. È vietata qualsiasi riproduzione, copia totale o parziale, dei contenuti inseriti nel presente volume, ivi inclusa la memorizzazione, rielaborazione, diffusione o distribuzione dei contenuti stessi mediante qualunque supporto magnetico o cartaceo, piattaforma tecnologica o rete telematica, senza previa autorizzazione scritta dell'autore.

**ATTENZIONE: QUESTI APPUNTI SONO FATTI DA STUDENTIE NON SONO STATI VISIONATI DAL DOCENTE.
IL NOME DEL PROFESSORE, SERVE SOLO PER IDENTIFICARE IL CORSO.**

POLITECNICO DI TORINO



Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Motori per Aeromobili

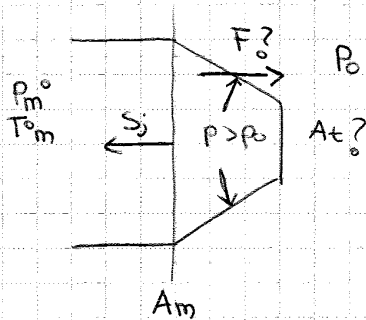
Esercitazioni svolte

Anno accademico 2014/2015

*Stefania Contadin
N° Matricola: 214240*

MOTORI PER AEROMOBILI

Esercitazione ①



$$S_J = \dot{m} w_e + A_t (p_t - p_0) \quad ?$$

La forza F è l'integrale delle pressioni agenti sull'ugello.
 La pressione interna all'ugello è maggiore $\rightarrow p > p_0 \rightarrow$ forza opposta alla spinta.

La spinta NON nasce nell'ugello, fa sì che le pressioni siano alte nel motore e quindi nei compressori, la forza che agisce sulle palette genera la spinta. Togliendo l'ugello si eliminano i contributi positivi nel motore.

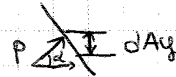
Da sx a dx \rightarrow l'ugello fa accelerare il flusso

Da dx a sx \rightarrow l'ugello fa aumentare le pressioni nel motore

Se area di monte e gola sono uguali, se il flusso è isentropico e unidimensionale, il risultato è indipendente dalla forma dell'ugello (può essere anche a presa centrale).

$$S_J = \dot{m} w_t + A_t (p_t - p_0)$$

$$F = \int_{A_t}^{A_m} (p - p_0) \cos \alpha \, dA = \int_{A_t}^{A_m} (p - p_0) \, dA_y$$



Quest'equazione è difficile da utilizzare \rightarrow uso teorema qdm

$$S_{ab} = \dot{m} w_b + A_b (p_b - p_0) - \dot{m} w_a - A_a (p_a - p_0)$$

$$F = \dot{m} w_m + A_m (p_m - p_0) - \underbrace{\dot{m} w_t - A_t (p_t - p_0)}_{-S_J} \rightarrow \text{inverte gli estremi perché } F \text{ è in direzione opposta}$$

$$= \dot{m} w_m + A_m (p_m - p_0) - S_J$$

Per la sezione di monte:

- $A_m = 0,15 \, \text{m}^2$
- $T_m = 2000 \, \text{K}$
- $p_m = 3 \, \text{bar}$
- $p_0 = 2,6 \, \text{bar}$

$$w_t = \frac{M_t}{\rho} \sqrt{\frac{R T_m}{M_t}} = 572,71 \text{ m/s} \quad 572,7 \text{ m/s}$$

Per trovare l'area A_t uso l'equazione della portata:

$$\dot{m}_m = \dot{m}_t \Rightarrow \rho w_m A_m = \rho w_t A_t$$

$$\text{Oppure } \frac{\rho_m A_m}{\sqrt{R T_m}} f(M_m) = \frac{\rho_t A_t}{\sqrt{R T_t}} f(M_t = 1)$$

$$* \Rightarrow A_t = A_m \frac{f(M_m)}{f(M_t)} = 0,15 \cdot \frac{0,476}{0,673} = 0,106 \text{ m}^2$$

Ora posso calcolare S_J e F :

$$S_J = 40 \cdot 572,71 + 0,106(1,621 - 1) \cdot 10^5 = 29491 \text{ N} \quad \text{Usare } S_J$$

$$F = 40 \cdot 283,77 + 0,15 \cdot (2,6 - 1) \cdot 10^5 - 40 \cdot 572,71 - 0,106(1,621 - 1) \cdot 10^5 = 5860 \text{ N}$$

Le parti anteriori del motore spingono per circa 35000 N e l'oggetto frena per 6000 N.

Posso usare anche Stream Force e Dinamica:

$$S_F = \dot{m} w + A(p - p_0) = (\tilde{p} - p_0) \cdot A$$

$$\text{dove } \tilde{p} = p \left(1 + \gamma M^2\right) \Rightarrow \tilde{p}_m = p_m \left(1 + \gamma M_m^2\right) = 2,6 \cdot \left(1 + \frac{4}{3} (0,467)^2\right) = 3,36 \text{ bar}$$

$$\tilde{p}_t = p_t \left(1 + \gamma M_t^2\right) = 1,621 \left(1 + \frac{4}{3} \cdot 1^2\right) = 3,78 \text{ bar}$$

$$S_J = (\tilde{p}_t - p_0) \cdot A_t = (3,78 - 1) \cdot 10^5 \cdot 0,106 = 29468 \text{ N}$$

$$F = \underbrace{(\tilde{p}_m - p_0) A_m}_{(SF)_m} - \underbrace{(\tilde{p}_t - p_0) A_t}_{(SF)_t} = (\tilde{p}_m - p_0) A_m - S_J = (3,36 - 1) \cdot 10^5 \cdot 0,15 - 29468 = 5932 \text{ N}$$

$$* f(M_m) = 0,476$$

$$f(M_t) = \frac{\sqrt{1,33}}{\left(1 + \frac{4/3 - 1}{2}\right)^{3,5}} = 0,673$$

CASO UGHELLO ADATTATO:

Perché $p_t > p_0$ posso sfruttare l'espansione dei gas di scampo per giungere all'adattamenti

$S_{jad} = \dot{m} w_e$ perché $p_t = p_0$

$C_p T_e^0 = C_p T_e + \frac{w_e^2}{2} \Rightarrow w_e = \sqrt{\frac{2 \gamma R (T_e^0 - T_e)}{\gamma - 1}}$ Principio di conservaz. dell'energia

$\Rightarrow w_e = \sqrt{\frac{2 \gamma R^* T_e^0}{\gamma - 1} \left(1 - \left(\frac{p_{e=0}}{p_e^0} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right)}$ isentropica $= \sqrt{\frac{2 \cdot 4/3 \cdot 287 \cdot 1000}{4/3 - 1} \left(1 - \left(\frac{1}{3} \right)^{\frac{4/3 - 1}{4/3}} \right)}$
 $= 742,57 \text{ m/s}$

$S_{jad} = \dot{m} w_e = 29702 \text{ N}$

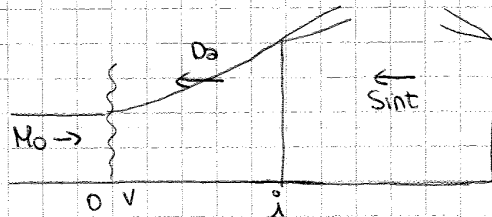
Occorre fare attenzione per il calcolo del guadagno che questa è la spinta lorda, per valutare il guadagno considero la spinta netta (la Da può essere grande) \rightarrow un guadagno di 200 N può quindi essere grande o piccolo a seconda dei casi

$F_{ad} = \dot{m} w_m + A_m (p_m - p_0) - S_{jad} = 40 \cdot 283,77 + 0,15(2,6 - 1) \cdot 10^5 - 29702 =$
 $= 5649 \text{ N}$

ESERCITAZIONE ②

RESISTENZA ADDIZIONALE

Presa di Pitot supersonica



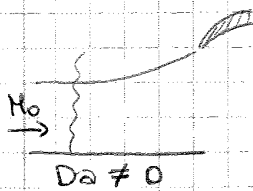
$$S = Sint + Da$$

$$Sint = S - Da$$

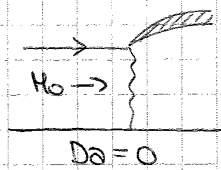
Resistenza addizionale o spinta preingresso (\rightarrow da contributo positivo)
 In opportune condizioni può essere recuperato sulla carenatura
 Viene scambiata tra ana e ana e il motore sente solo Sint

Funzionamento presa:

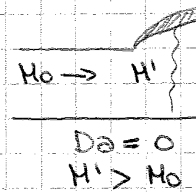
SUB



CRITICO



SUPER



Il modo di funzionamento della presa dipende dal M di volo e dalla regolazione del motore, ovvero il M richiesto all'uscita della presa, ovvero la portata corretta richiesta.

Parametro: $\frac{\dot{m} \sqrt{T^{\circ}}}{P_1^{\circ}}$

Non posso aumentare \dot{m} perché il segnale non riesce a risalire a monte \rightarrow spostato e' urto in avanti facendo diminuire P_1° (urto a M più alto è più dissipativo)
 \rightarrow caso supercritico

Nel caso subcritico succede l'inverso \rightarrow diminuisco \dot{m} perché non può aumentare P_1°

Per calcolare Da utilizziamo il teorema della qdm:

$$Da = SF_i - SF_o = SF_i - SF_v$$

$$SF = \dot{m}w + A(p - p_o)$$

$$Da = \dot{m}w_i + A_i(p_i - p_o) - \dot{m}w_o - A_o(p_o - p_o)$$

Usa l'equazione della portata: $\dot{m}_0 = \dot{m}_i$

$$\frac{P_0 A_0}{\sqrt{T_0}} f(M_0) = \frac{P_i A_i}{\sqrt{T_i}} f(M_i)$$

$$\frac{A_0}{A_i} = \epsilon_d \frac{f(M_i)}{f(M_0)}$$

$$f(M) = \frac{\sqrt{\gamma} M}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

$$\begin{aligned} \epsilon_d &= (\epsilon_d)_{Ns} = \left(\frac{\frac{\gamma+1}{2} M_0^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \cdot \left(\frac{\frac{\gamma+1}{2}}{\gamma M_0^2 - \frac{\gamma-1}{2}}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} = \text{considero } \gamma = 1,4 \\ &= \left(\frac{1,2 \cdot (1,5)^2}{1 + 0,2(1,5)^2}\right)^{3,5} \cdot \left(\frac{1,2}{1,4(1,5)^2 - 0,2}\right)^{2,5} = 0,93 \end{aligned}$$

Sceggo $M_i = 0,6$

$$\frac{P_i}{P_0} = \frac{1}{\left(1 + 0,2(0,6)^2\right)^{3,5}} \cdot 0,93 \cdot \left(1 + 0,2(1,5)^2\right)^{3,5} = 2,68$$

$$f(M_i) = \frac{\sqrt{\gamma} M_i}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} = \frac{\sqrt{1,4} \cdot 0,6}{\left(1 + 0,2 \cdot (0,6)^2\right)^3} = 0,576$$

$$f(M_0) = \frac{\sqrt{1,4} \cdot 1,5}{\left(1 + 0,2(1,5)^2\right)^3} = 0,582$$

$$\frac{A_0}{A_i} = \epsilon_d = \epsilon_d \frac{f(M_i)}{f(M_0)} = 0,93 \cdot \frac{0,576}{0,582} = 0,92$$

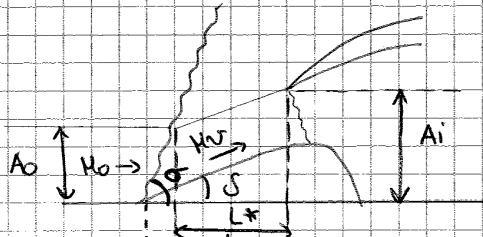
$$\begin{aligned} \tilde{D}_a &= \frac{P_i}{P_0} (1 + \gamma M_i^2) - \epsilon_d \gamma M_0^2 - 1 = 2,68 (1 + 1,4(0,6)^2) - 0,92 \cdot 1,4 \cdot (1,5)^2 - 1 = \\ &= 0,132 \end{aligned}$$

⊛

Allo stesso risultato si può pervenire utilizzando il grafico presente nel testo dell'esercitazione

$$\text{⊛ } C_{Da} = \frac{2 \tilde{D}_a}{\gamma M_0^2} = \frac{2 \cdot 0,132}{1,4 (1,5)^2} = 0,0838$$

c) presa con rampa \rightarrow caso critico



$$D_a = \int_{A_0}^{A_i} (p - p_0) dA_y = (p_r - p_0)(A_i - A_0)$$

↑
il flusso è
uniforme dopo l'urto
obliquo $\rightarrow p = \text{cost}$

$$\tilde{D}_a = \left(\frac{p_r}{p_0} - 1 \right) \cdot (1 - \varphi_d)$$

Definisco M_{ob} come il Mach per cui l'urto finisce esattamente sul ^{obliquo} labbro della presa

$$h_i = R_0 + L^* \tan \delta$$

$$L^* = L - R_0 \cot \sigma \Rightarrow \varphi_d = \frac{R_0}{h_i} = \frac{\cot \delta - \cot \sigma}{\cot \delta - \cot \sigma}$$

$$L = h_i \cot \sigma$$

$$\frac{p_r}{p_0} = \frac{2\gamma M_{ob}^2 - (\gamma - 1)}{\gamma + 1} \quad \text{con} \quad M_{ob} = M_0 \sin \sigma$$

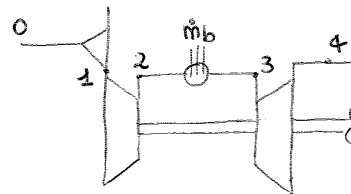
Dati: $\delta = 15^\circ$
 $M_0 = 1,75 \rightarrow \sigma = 54^\circ$
 $M_{ob} = 2 \rightarrow \sigma_b = 46^\circ$

$$\varphi_d = \frac{R_0}{h_i} = \frac{\cot \delta - \cot \sigma_b}{\cot \delta - \cot \sigma} = \frac{\frac{\cos \delta}{\sin \delta} - \frac{\cos \sigma_b}{\sin \sigma_b}}{\frac{\cos \delta}{\sin \delta} - \frac{\cos \sigma}{\sin \sigma}} = \frac{\frac{\cos(15^\circ)}{\sin(15^\circ)} - \frac{\cos(46^\circ)}{\sin(46^\circ)}}{\frac{\cos(15^\circ)}{\sin(15^\circ)} - \frac{\cos(54^\circ)}{\sin(54^\circ)}} = 0,92$$

$$M_{ob} = M_0 \sin \sigma = 1,75 \cdot \sin(54^\circ) = 1,416$$

$$\frac{p_r}{p_0} = \frac{2\gamma M_{ob}^2 - (\gamma - 1)}{\gamma + 1} = \frac{2 \cdot 1,4 \cdot (1,416)^2 - (1,4 - 1)}{1,4 + 1} = 2,17$$

$$\tilde{D}_a = \left(\frac{p_r}{p_0} - 1 \right) \cdot (1 - \varphi_d) = (2,17 - 1) \cdot (1 - 0,92) = 0,0936$$



Motori per Aeromobili

Esercitazione 3 - Turbina a gas che realizza un ciclo semplice

1) PROGETTO

Si valutino le prestazioni di un turboalbero supponendo

- **Punto di progetto**
 - $T_0 = 288 \text{ K}$ $p_0 = 1 \text{ bar}$ $M_0 = 0.0$
- **Parametri di progetto**
 - $T_3^o = 1300 \text{ K}$ $\beta_c = 9$
- **Dati componenti**
 - $\epsilon_d = 1.00$ $\eta_{yc} = \eta_{yt} = 0.85$ $\epsilon_b = 0.96$ $\eta_{mc} = \eta_{mt} = 0.98$ $\eta_b = 0.98$

Dati relativi ai fluidi

a) combustibile $H_i = 43100 \text{ kJ/kg}$ $\alpha_{st} = 14.7$

b) aria $c_p = 946 + 0.1884 T \text{ (K)} \text{ J/(kg K)}$ $R = 287 \text{ J/(kg K)}$

c) gas combusti $c_p' = c_p + A (54.418 + 0.07535 T \text{ (K)}) \text{ J/(kg K)}$ $R' = R (1 + 0.06 A)$ dove $A = \frac{1 + \alpha_{st}}{1 + \alpha}$

$T_m \text{ (K)}$	c_p (kJ/kg/K)	$T_2 \text{ (K)}$	
288.00	1.0003	604.65	
446.33	1.0301	591.80	
439.90	1.0289	592.31	
440.15	1.0289	592.31	$L_c = 313.1085 \text{ kJ/kg}$

$\alpha = 50.332$ $c_p(T_{23}) = 1.1627 \text{ kJ/kg/K}$ $R' = 292.43 \text{ J/kg/K}$

$T_m \text{ (K)}$	c_p (kJ/kg/K)	$T_4 \text{ (K)}$	
1300.00	1.2363	842.84	
1071.51	1.1892	828.32	
1064.16	1.1877	827.83	
1063.91	1.1876	827.83	$L_t = 560.754 \text{ kJ/kg}$

$P/m = 240.96 \text{ kW/kg/s}$ $J = 2.3259$ $\eta_g = 0.281$

q_p kg/s/kW	g/kWh	g/CVh
0.825E-04	296.8	218.2

2) EFFETTO DELLE CONDIZIONI AMBIENTE

Assumendo che nelle condizioni di progetto il turboalbero debba fornire 900 kW, si valutino la portata d'aria e il consumo orario di combustibile.

Ipotizzando poi che la temperatura massima ammissibile sia 1400 K, e che il numero di giri dell'utilizzatore non possa superare il 105% del valore di progetto, si valutino consumo orario e potenza nelle seguenti condizioni

$T = 288 \text{ K}$, $p = 0.95 \text{ bar}$

$T = 273 \text{ K}$, $p = 1 \text{ bar}$

$T = 300 \text{ K}$, $p = 1 \text{ bar}$

$T = 315 \text{ K}$, $p = 0.98 \text{ bar}$

supponendo di mantenere invariati il Mach di volo, il numero di giri corretti dell'utilizzatore, e la portata di combustibile corretta.

3) REGOLAZIONE

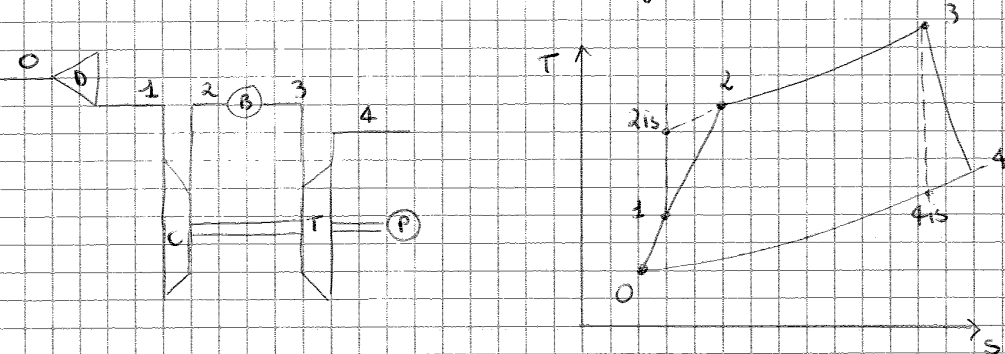
Si valutino le prestazioni in regolazione per i seguenti casi :

- turbina monoalbero
- turbina bialbero con turbina libera di potenza
- turbina monoalbero con laminazione all'aspirazione

Esercitazione (3)

TURBINA A GAS CHE REALIZZA UN CICLO SEMPLICE

Il Turboshaft (Turboalbero) è una turbina a gas che, seguendo il ciclo di Brayton, produce potenza. Tali motori trovano applicazione negli elicotteri. Sono molto simili ai Turbo-prop, fatta eccezione per il fatto che, avendo come obiettivo la produzione di potenza, espandono il più possibile i gas caldi e quindi hanno notevoli velocità. Di seguito sono riportati lo schema ed il ciclo termodinamico di un Turboshaft monoalbero.



Calcolo delle prestazioni in design

Si considera un motore costituito da un compressore, un combustore e una turbina. Per ricavare le prestazioni a progetto è necessario studiare i singoli componenti che costituiscono il motore.

Considerando il ciclo rappresentato, si ha:

0) Sezione d'ingresso - dati: T_0, p_0, M_0

$$\begin{aligned} M_0 &= 0 & T_0^\circ &= T_0 = 288 \text{ K} \\ T_0 &= 288 \text{ K} & p_0^\circ &= p_0 = 1 \text{ bar} \\ p_0 &= 1 \text{ bar} \end{aligned}$$

1) Presenza d'aria adiabatica e reversibile $\rightarrow q_e = 0$

$$\begin{aligned} E_d = \frac{p_2^\circ}{p_0^\circ} = 1 & \Rightarrow p_2^\circ = p_0^\circ = p_0 = 1 \text{ bar} \\ T_2^\circ &= T_0^\circ = T_0 = 288 \text{ K} \end{aligned}$$

1-2) Compressore - dati: $\beta_c, \eta_{yc}, R, c_p$

$$\begin{aligned} \beta_c &= 9 \\ \eta_{yc} &= 0,85 \\ R &= 287 \text{ J/KgK} \\ c_p &= 946 + 0,1584 T(\text{K}) \frac{\text{J}}{\text{KgK}} \end{aligned}$$

Il lavoro di compressione L_c è dato dalla seguente espressione:

$$L_c = c_p (T_2^\circ - T_2) = c_p T_2^\circ \left(\beta_c^{\frac{1}{\eta_{yc} \gamma}} - 1 \right) = c_p T_2^\circ \left(\beta_c^{\frac{R}{\eta_{yc} c_p}} - 1 \right)$$

Per calcolare L_c è necessario determinare la temperatura di uscita del compressore T_2° , considerando che il calore specifico a pressione costante c_p dell'aria varia in funzione della temperatura.

Occorre procedere per tentativi attraverso un processo iterativo

Sostituendo l'espressione di c_p nell'equazione di bilancio in camera di combustione si ricava l'espressione della densità α :

$$\alpha = \frac{1}{c_p} \left(\frac{\eta_{bth}}{T_3^\circ - T_2^\circ} - B(T_m^\circ) \right) - 1$$

Il calore specifico a pressione costante dell'aria c_p e il parametro $B(T_m^\circ)$ sono pari a:

$$c_p = c_p(T_m^\circ) = 1124,25 \frac{J}{kg \cdot K}$$

$$B(T_m^\circ) = 1973,647 K$$

La densità α risulta infine: $\alpha = 50,332$

Possiamo quindi ricavare il c_p :

$$c_p = 1162,70 \frac{J}{kg \cdot K}$$

La costante dei gas combust R si calcola con la formula empirica fornita con il testo dell'esercitazione:

$$R = (1 + 0,064) = 292,43 \frac{J}{kg \cdot K} \quad (\text{SCRIPT IN ALLEGATO})$$

$$E_b = \frac{P_3^\circ}{P_2^\circ} = 0,96 \Rightarrow P_3^\circ = E_b P_2^\circ = 9 \cdot 0,96 = 8,64 \text{ bar}$$

3-4) Turbina - dati: η_{yt}, T_3°

$$\eta_{yt} = 0,85$$

$$T_3^\circ = 1300 K$$

$$\beta_t = \frac{P_3^\circ}{P_4} = \frac{P_3^\circ}{P_0} = \frac{8,64}{1} = 8,64 \quad (\text{TTS})$$

$Q_e = 0 \rightarrow$ macchina adiabatica

$$l_t = c_p' T_3^\circ \left(1 - \frac{1}{\beta_t^{\frac{\gamma_{turb}}{\gamma}} \frac{R_{turb}}{c_p}} \right) = c_p' (T_3^\circ - T_4^\circ)$$

$$T_4^\circ = T_3^\circ - \frac{l_t}{c_p'}$$

Analogamente al caso del compressore, la temperatura in uscita dalla turbina T_4° è incognita. Utilizziamo quindi un processo iterativo per il calcolo di T_4° .

- ① Si suppone per la prima iterazione che la temperatura totale all'ingresso della turbina T_3° si uguale alla temperatura totale in uscita T_4°

$$T_4^{\circ \text{bnt}} = T_3^\circ = 1300 K$$

- ② Si calcola la temperatura media

$$T_m^\circ = \frac{T_3^\circ + T_4^\circ}{2}$$

- ③ Si calcola il calore specifico a pressione costante c_p , sfruttando la formula fornita con il testo dell'esercitazione

$$c_p' m = c_p(T_m^\circ) + A(54,418 + 0,07535 T_m^\circ)$$

- ④ Si calcola il lavoro di turbina l_t

$$l_t = c_p' m T_3^\circ \left(1 - \frac{1}{\beta_t^{\frac{\gamma_{turb}}{\gamma}} \frac{R_{turb}}{c_p}} \right)$$

Effetto delle condizioni ambientali:

Lo studio delle prestazioni del motore al variare delle condizioni ambientali si effettua supponendo di mantenere invariati:

- Il Mach di volo M_0
- Il numero di giri corrotti dell'utilizzatore $\frac{N}{N^*}$
- La portata corrotta di combustibile $\frac{m_b H^*}{P_0^* \sqrt{T_0^*}}$

Sapendo che la potenza a progetto P^* che deve essere fornita dal motore è pari a 900 kW, si possono stimare la portata ed il consumo orario di combustibile nel modo seguente:

$$\dot{m}^* = \frac{P^*}{P/\dot{m}} = \frac{900}{240,89} = 3,75 \text{ Kg/s}$$

$$m_b^* = \frac{\dot{m}}{\alpha} = \frac{3,75}{50,332} = 268,30 \frac{\text{Kg}}{\text{h}}$$

La potenza corrotta è funzione del Mach di volo, del numero di giri corrotti e della portata corrotta di combustibile. Essendo questi 3 parametri, per ipotesi, costanti, è costante anche la potenza corrotta.

Per calcolare la potenza è possibile utilizzare la seguente espressione: (dall'uguaglianza tra le potenze corrotte)

$$P = P^* \frac{P_0^0}{P_0^*} \sqrt{\frac{T_0^0}{T_0^*}} = P^* \frac{\delta}{\delta^*} \sqrt{\frac{\theta}{\theta^*}} \quad \delta = \frac{P}{P^*} \quad \theta = \frac{T}{T^*}$$

Poiché il consumo specifico della potenza g_p è una grandezza già corrotta, perché dipende dai tre parametri suddetti (per ipotesi costanti), risulta anch'esso una grandezza costante (determinata in maniera univoca).

Affinché vengano rispettate le ipotesi iniziali, per mantenere costante il numero di giri corrotti ed il rapporto di temperature $\frac{T_3^0}{T_3^*}$ (legata alla portata corrotta di combustibile), è necessario modificare T_3^0 il numero di giri N e la temperatura di ingresso alla turbina T_3^0 , al variare delle condizioni ambientali.

Non devono però essere superati i seguenti limiti:

$$T_3^0 = T_3 \frac{T_0^0}{T_0^*} < 1400 \text{ K}$$

$$\frac{N}{N^*} = \sqrt{\frac{T_0^0}{T_0^*}} < 1,05$$

I valori della stima del consumo orario m_b e della potenza P , al variare delle condizioni ambientali (T_0, P_0), sono riportati nella tabella in allegato.

Come si può osservare dai risultati della tabella, l'aumento della temp. T comporta l'incremento della potenza, mentre una diminuzione della pressione P_0 provoca una diminuzione della potenza.

In tutti e 4 i casi analizzati è rispettato il limite relativo al numero di giri massimo dell'utilizzatore N/N^* . Non è rispettato, invece, nel quarto caso, il valore massimo consentito della temperatura in ingresso alla turbina T_3^0 , in quanto pari a:

$$1424,88 > 1400 \text{ K} = T_3^0 \text{ max}$$

pertanto, nelle condizioni ambientali caratteristiche del quarto caso il motore non può lavorare.

$$m_b = m_b^* \cdot \frac{P}{P^*}$$

Grazie a quest'ultimo risultato possiamo affermare che il rapporto tra la portata d'aria e la componente a progetto è funzione solo della portata:

$$\frac{m}{m^*} = \sqrt{\frac{T_3^{\circ*}}{T_3^{\circ}}} = \frac{1}{X}$$

Si nota che al diminuire della temperatura la portata aumenta.

Per calcolare il rapporto tra le dosature $\frac{d}{d^*}$ sfruttiamo l'equazione di bilancio in camera di combustione.

$$\eta_b H_i = C_p (T_3^{\circ} - T_2^{\circ}) \frac{1+d}{d}$$

Dalla quale, poiché:

- $\eta_b = \text{cost}$
- $C_p = \text{cost}$
- $H_i = \text{cost}$
- $\frac{1+d}{d} = \text{cost}$

Si ricava:
$$\frac{d}{d^*} = \frac{(T_3^{\circ} - T_2^{\circ})^*}{(T_3^{\circ} - T_2^{\circ})} = \frac{1 - \frac{T_2^{\circ*}}{T_3^{\circ*}}}{\frac{T_3^{\circ}}{T_3^{\circ*}} - \frac{T_2^{\circ}}{T_3^{\circ*}}} = \frac{1 - \frac{T_2^{\circ*}}{T_3^{\circ*}}}{X - \frac{T_2^{\circ}}{T_3^{\circ*}}}$$

Nota il rapporto di dosature si può calcolare il rapporto tra le portate di combustibile

$$\frac{m_b}{m_b^*} = \frac{m}{m^*} \cdot \frac{d^*}{d}$$

Il lavoro di espansione in turbina è dato dall'espressione:

$$L_t = C_p T_3^{\circ} \left(1 - \frac{1}{\beta_t \frac{\gamma_{turb}}{\gamma}} \right)$$

In base alle considerazioni precedentemente effettuate, si osserva che il lavoro di espansione L_t è funzione solo della temperatura in ingresso alla turbina T_3° . Si ha quindi, poiché β_t è costante (turbina bloccata):

$$\frac{L_t}{L_t^*} = \frac{T_3^{\circ}}{T_3^{\circ*}} = X$$

Si dimostra che il rapporto tra i lavori effettivi L può essere scritto in funzione del rapporto di potenza installata a progetto:

$$J^* = \frac{P_t^*}{P^*} = \frac{m \eta_m L_t^*}{m L^*} \left(\frac{1+d}{d} \right)^*$$

$$J^* - 1 = \frac{P_t^* - P}{P^*} = \frac{1}{\eta_m} \frac{L_t^*}{L^*}$$

da cui si ricava:

$$\begin{aligned} \frac{L}{L^*} &= \frac{\left(\frac{1+d}{d}\right) \eta_m L_t^* - \frac{L_c}{\eta_m}}{L^*} = \left(\frac{1+d}{d}\right)^* \eta_m \frac{L_t^*}{L^*} \cdot \frac{L_t}{L_t^*} - \frac{1}{\eta_m} \frac{L_c}{L^*} \cdot \frac{L_c}{L_c^*} = \\ &= J^* \frac{L_t}{L_t^*} - (J^* - 1) \frac{L_c}{L_c^*} = J^* X - (J^* - 1) \frac{L_c}{L_c^*} \end{aligned}$$

Si possono quindi determinare le relazioni tra le grandezze di interesse:

$$\frac{P}{P^*} = \frac{m}{m^*} \cdot \frac{L}{L^*}, \quad \frac{\eta}{\eta^*} = \frac{P}{P^*} \cdot \frac{m_b^*}{m_b}$$

Si sottolinea che la potenza deve essere limitata al 50% perché, al di sotto di questa soglia, le ipotesi iniziali non possono essere considerate valide ottenendo, di conseguenza, risultati non affidabili.

Come nel caso precedente della turbina a gas monoaletoro, si studiano le prestazioni del motore in regolazione al variare della temperatura totale all'ingresso della turbina T_3° .

- Ipotesi:
- M_0 fissato
 - N_{TL} fissato
 - Turbina libera di potenza unica \rightarrow Turbina GG bloccata
- \downarrow
costanti β_{CG}, m_{CG}

Considerando l'espressione del lavoro della turbina del gruppo GG L_{tGG} ,

$$L_{tGG} = C_p T_3^\circ \left(1 - \frac{1}{\beta_c \frac{R \gamma T}{C_p}} \right)$$

Si osserva che esso dipende solo dalla temperatura d'ingresso in turbina T_3° . Pertanto, si ricava, sfruttando le grandezze a progetto:

$$\frac{L_{tGG}}{L_{tGG}^*} = \frac{T_3^\circ}{T_3^{\circ*}} = x$$

Come è stato già possibile notare precedentemente, la potenza della turbina del gruppo GG è uguale alla potenza assorbita dal compressore:

$$P_c = P_{tGG} \quad \rightarrow \quad \frac{\dot{m}_c}{\eta_{mc}} = \left(\frac{1+d}{d} \right) \eta_{mt} L_{tGG} \dot{m}$$

Utilizzando di nuovo i valori delle grandezze on-design, si ottiene la relazione:

$$\frac{L_c}{L_c^*} = \frac{L_{tGG}}{L_{tGG}^*} = x$$

Il lavoro di compressione L_c può essere espresso in funzione delle temperature totali:

$$\frac{L_c}{L_c^*} = \frac{C_p (T_2^\circ - T_1^\circ)}{C_p (T_2^{\circ*} - T_1^{\circ*})}$$

dalla quale possiamo ricavare l'espressione del rapporto $\frac{T_2^\circ}{T_2^{\circ*}}$:

$$\frac{T_2^\circ}{T_2^{\circ*}} = \frac{T_2^\circ}{T_2^{\circ*}} \cdot \frac{T_1^{\circ*}}{T_1^{\circ*}} = \frac{T_2^\circ}{T_2^{\circ*}} + \frac{L_c}{L_c^*} \left(\frac{T_2^{\circ*}}{T_1^{\circ*}} - 1 \right) \frac{T_1^{\circ*}}{T_2^{\circ*}}$$

A differenza del caso precedente, il rapporto di compressione β_c non è più costante; infatti:

$$\beta_c = \left(\frac{T_2^\circ}{T_1^\circ} \right)^{\frac{C_p \gamma C}{R}} = \left(\frac{T_2^\circ}{T_2^{\circ*}} \cdot \frac{T_2^{\circ*}}{T_1^{\circ*}} \right)^{\frac{C_p \gamma C}{R}}$$

Per studiare la variazione della pressione all'ingresso della turbina P_3° , si considera l'equazione delle pressioni, dalla quale si deduce quanto affermato in precedenza: il rapporto di compressione β_c non è costante

$$P_3^\circ = \frac{P_3^\circ}{P_2^\circ} \cdot \frac{P_2^\circ}{P_2^\circ} \cdot \frac{P_2^\circ}{P_0^\circ} \cdot \frac{P_0^\circ}{P_0} \cdot P_0 = E_b \beta_c E_d f(M_0) P_0$$

$$L_t = L_{tGG} + L_{tTL}$$

$$\frac{L_t}{L_t^*} = X \frac{1 - \frac{1}{\beta_{t^*} \frac{L_t^*}{r_t^*}}}{1 - \frac{1}{\beta_{t^*} \frac{L_t^*}{r_t^*}}}$$

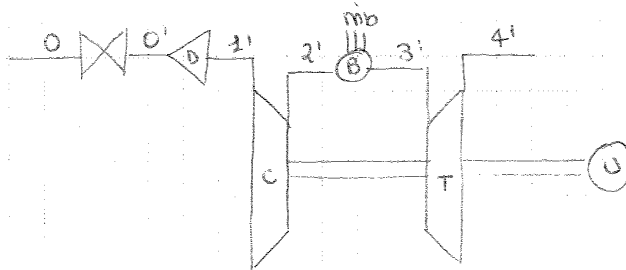
$$\frac{L}{L^*} = J \frac{L_t}{L_t^*} - (J^* - 1) \frac{L_c}{L_c^*}$$

Otteniamo, come per il caso della turbina monoalbero:

$$\frac{P}{P^*} = \frac{m}{m^*} \cdot \frac{L}{L^*} \quad , \quad \frac{\eta}{\eta^*} = \frac{P}{P^*} \cdot \frac{m b^*}{m b}$$

Tabella con le grandezze di interesse e grafico regolazione in allegato

TURBINA MONDALBERO CON LAMINAZIONE ALL'ASPIRAZIONE



Attraverso la valvola posta prima dell'ingresso del compressore, è possibile regolare la portata d'aria in modo da mantenere la temperatura T_3^0 all'ingresso della turbina costante. La manetta di combustibile è quindi asservita alla valvola di laminazione. La regolazione con laminazione all'aspirazione presenta bassi rendimenti. Non trova applicazioni in campo aeronautico.

La presenza della valvola di laminazione introduce un nuovo parametro da cui dipende la potenza omessa del motore, ovvero il rapporto tra le pressioni totali a monte e a valle della valvola: $\frac{P_1^0}{P_0^0}$. Tale parametro è indice di strozzatura della valvola.

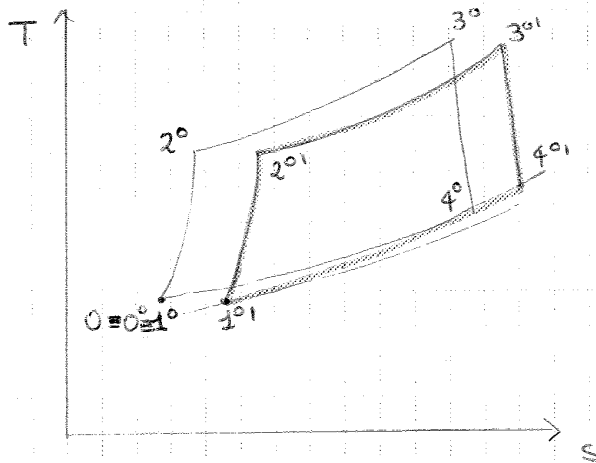
$$\frac{P}{P_0^0 \sqrt{T_0^0}} = f \left(M_0, \frac{T_3^0}{T_1^0}, \frac{N}{\sqrt{T_3^0}}, \frac{P_1^0}{P_0^0} = \varepsilon \right)$$

All'interno della valvola di laminazione l'entalpia e quindi la temperatura totale si conservano, mentre varia l'entropia con una corrispondente diminuzione della pressione totale.

- Ipotesi:
- $M_0 = \text{cost}$
 - $N = \text{cost}$
 - $T_3^0 = \text{cost}$
 - Turbina critica

Il parametro di regolazione risulta quindi ε .

Il grafico seguente illustra quanto affermato:



* con l'eliminazione

In seguito alla eliminazione effettuata dalla valvola, il punto 1 si sposta verso destra a causa dell'aumento dell'entropia s e della relativa diminuzione di pressione totale: $p_{1'} < p_1$. Un'analoga traslazione vale per i punti 2 e 3. La curva dell'espansione non può scendere al di sotto della pressione p_0 , pertanto, si perde una parte dell'espansione. In conclusione, a parità di calore fornito, diminuisce il lavoro utile.

$$\frac{L}{L^*} = J^* \frac{L_t}{L_t^*} - (J^* - 1) \frac{L_c}{L_c^*}$$

$$\frac{P}{P^*} = \frac{m}{m^*} \frac{L}{L^*} = x \frac{L}{L^*}$$

Ricordando che la densità non cambia:

$$\frac{v}{v^*} = \frac{P}{P^*} \cdot \frac{m_b}{m_b^*} = x \frac{L}{L^*} \cdot \frac{1}{x} = \frac{L}{L^*}$$

Tabella con i valori delle grandezze di interesse e grafico regolazione in allegato.

```

close all
clear all
clc

%Calcolo temperatura T2o e T4o

T1o = 288;
beta_c = 9;
nyc = 0.85;
R = 287;
cp = @(T) 946 + 0.1884*T;
T2_tent = T1o;

for i = 1:4

    Tm = (T2_tent+T1o)/2;

    Tm1(i) = Tm;

    cpm = cp(Tm);

    cpm1(i) = cpm;

    Lc = cpm*T1o*((beta_c^(R/(cpm*nyc)))-1);

    T2o = T1o + Lc/cpm;

    T2o1(i) = T2o;

    T2_tent = T2o;
end

Tm1'
cpm1'
T2o1'

nyt = 0.85;
T3o = 1300;
beta_t = 8.64;
A = (1+14.7)/(1+50.332);
cpt = @(T) 1028.9 + A*(54.418 + 0.07535*T);
R1 = R*(1 + 0.06*A);
T4_tent = T3o;

for i = 1:4

    Tm = (T4_tent+T3o)/2;

    Tm2(i) = Tm;

    cptm = cpt(Tm);

    cptm2(i) = cptm;

```

C:\Users\Stefania\Documents\MATLAB\...\dosatura_Es_3.m

Page 1

```
close all
clear all
clc
```

```
%Calcolo alfa
```

```
eta_b = 0.98;
Hi = 43100*10^3;
alfa_st = 14.7;
R = 287;
T2o = 592.31;
T3o = 1300;
Tm = (T3o+T2o)/2;
cp = 946 + 0.1884*Tm
```

```
alfa = ((eta_b*Hi) - (1+alfa_st)*(54.418 + 0.07535*Tm)*(T3o - T2o))/(cp*(T3o - T2o)) - 1
```

```
A = (1+alfa_st)/(1+alfa)
cp1 = cp + A*(54.418 + 0.07535*Tm)
R1 = R*(1+0.06*A)
```

```
close all
clear all
clc

%Regolazione monoalbero

T2op = 592.31;
T3op = 1300;
J = 2.3259;

rapp_T = 1:-0.01:0;
rapp_m = sqrt(1./rapp_T);
rapp_Lt = rapp_T;
rapp_Lc = 1;
rapp_alfa = (1 - T2op/T3op)./(rapp_T-(T2op/T3op));
rapp_L = J*rapp_Lt - (J-1)*rapp_Lc;
rapp_mb = rapp_m.*(1./rapp_alfa);
rapp_P = rapp_m.*rapp_L;
rapp_rend = rapp_P.*(1./rapp_mb);

A = zeros(101,8);
A(:,1) = rapp_T';
A(:,2) = rapp_m';
A(:,3) = rapp_Lt;
A(:,4) = rapp_L';
A(:,5) = rapp_alfa';
A(:,6) = rapp_mb';
A(:,7) = rapp_P';
A(:,8) = rapp_rend';
```

A

C:\Users\Stefania\Documents\MAT...\Es_3_reg_bialbero.m

Page 1

```

close all
clear all
clc

%Regolazione bialbero

Tolp = 288;
T2op = 592.31;
T3op = 1300;
beta_tp = 8.64;
beta_cp = 9;
J = 2.3259;

rapp_T3 = 1:-0.01:0;
rapp_p3 = rapp_T3;
rapp_betac = rapp_p3;
beta_c = rapp_betac*beta_cp;
rapp_Lc = rapp_T3;
rapp_m = rapp_p3.*(sqrt(1./rapp_T3));
beta_t = rapp_betac*beta_tp;

To2 = Tolp + rapp_T3*(T2op - Tolp);
rapp_T2 = To2/T2op;

A = (1-(1./beta_t.^(((1.327-1)/1.327)*0.85)));
B = (1-(1./beta_tp.^(((1.327-1)/1.327)*0.85)));

rapp_Lt = rapp_T3.*(A./B);

rapp_alfa = (1 - T2op/T3op)./(rapp_T3-rapp_T2.*(T2op/T3op));
rapp_L = J*rapp_Lt - (J-1)*rapp_Lc;
rapp_mb = rapp_m.*(1./rapp_alfa);
rapp_P = rapp_m.*rapp_L;
rapp_rend = rapp_P.*(1./rapp_mb);

A = zeros(101,11);

A(:,1) = rapp_T3';
A(:,2) = beta_c';
A(:,3) = rapp_T2';
A(:,4) = rapp_alfa';
A(:,5) = rapp_m';
A(:,6) = beta_t';
A(:,7) = rapp_Lt';
A(:,8) = rapp_L';
A(:,9) = rapp_P';
A(:,10) = rapp_rend;
A(:,11) = rapp_mb;

A

```

C:\Users\Stefania\Documents\MATL...\Es_3_reg_laminaz.m

Page 1

```
close all
clear all
clc

%Regolazione monoalbero con laminazione

beta_tp = 8.64;
J = 2.3259;

rapp_Lc = 1;
rapp_T2o = 1;
rapp_betac = 1;
rapp_T3 = 1;
rapp_p3 = 1:-0.01:0;
rapp_m = rapp_p3;
beta_t = rapp_p3*beta_tp;

A = (1-(1./beta_t.^(((1.327-1)/1.327)*0.85)));
B = (1-(1./beta_tp.^(((1.327-1)/1.327)*0.85)));

rapp_Lt = rapp_T3.*(A./B);

rapp_alfa = 1;
rapp_L = J*rapp_Lt - (J-1)*rapp_Lc;
rapp_mb = rapp_m;
rapp_P = rapp_m.*rapp_L;
rapp_rend = rapp_P.*(1./rapp_mb);

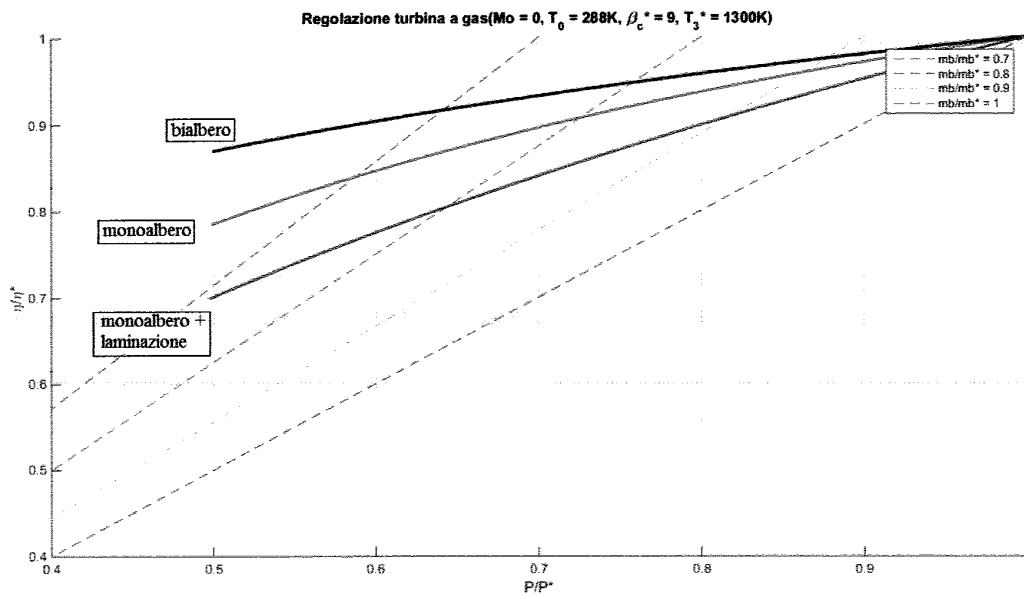
A = zeros(101,6);

A(:,1) = rapp_p3';
A(:,2) = beta_t';
A(:,3) = rapp_Lt';
A(:,4) = rapp_L';
A(:,5) = rapp_P';
A(:,6) = rapp_rend';

A
```

REGOLAZIONE TURBINA BIALBERO

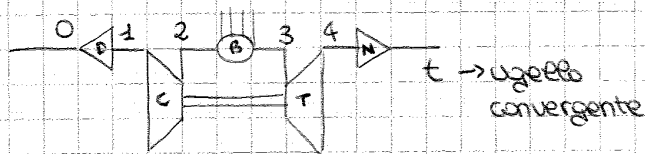
T30/T30*	β_c	T20/T20*	α/α^*	m/m*	β_t	lt/Lt*	L/L*	P/P*	η/η^*	mb/mb*
1	9	1,0000	1,0000	1,0000	8,6400	1,0000	1,0000	1,0000	1	1
0,99	8,91	0,9949	1,0143	0,9950	8,5536	0,9863	0,9815	0,9766	0,9955	0,981
0,98	8,82	0,9897	1,0290	0,9899	8,4672	0,9727	0,9631	0,9534	0,991	0,9621
0,97	8,73	0,9846	1,0441	0,9849	8,3808	0,9591	0,9447	0,9304	0,9863	0,9433
0,96	8,64	0,9794	1,0596	0,9798	8,2944	0,9456	0,9264	0,9077	0,9817	0,9247
0,95	8,55	0,9743	1,0757	0,9747	8,2080	0,9320	0,9082	0,8852	0,9769	0,9061
0,94	8,46	0,9692	1,0922	0,9695	8,1216	0,9185	0,8900	0,8629	0,9721	0,8877
0,93	8,37	0,9640	1,1092	0,9644	8,0352	0,9051	0,8720	0,8409	0,9672	0,8694
0,92	8,28	0,9589	1,1268	0,9592	7,9488	0,8916	0,8540	0,8191	0,9623	0,8512
0,91	8,19	0,9538	1,1450	0,9539	7,8624	0,8782	0,8360	0,7975	0,9573	0,8331
0,9	8,1	0,9486	1,1637	0,9487	7,7760	0,8648	0,8182	0,7762	0,9522	0,8152
0,89	8,01	0,9435	1,1831	0,9434	7,6896	0,8515	0,8004	0,7551	0,947	0,7974
0,88	7,92	0,9383	1,2031	0,9381	7,6032	0,8382	0,7827	0,7343	0,9417	0,7797
0,87	7,83	0,9332	1,2238	0,9327	7,5168	0,8249	0,7651	0,7136	0,9364	0,7621
0,86	7,74	0,9281	1,2453	0,9274	7,4304	0,8117	0,7476	0,6933	0,9309	0,7447
0,85	7,65	0,9229	1,2675	0,9220	7,3440	0,7984	0,7301	0,6731	0,9254	0,7274
0,84	7,56	0,9178	1,2905	0,9165	7,2576	0,7853	0,7127	0,6532	0,9198	0,7102
0,83	7,47	0,9127	1,3144	0,9110	7,1712	0,7721	0,6954	0,6336	0,9141	0,6931
0,82	7,38	0,9075	1,3391	0,9055	7,0848	0,7590	0,6782	0,6142	0,9082	0,6762
0,81	7,29	0,9024	1,3649	0,9000	6,9984	0,7460	0,6611	0,5950	0,9023	0,6594
0,8	7,2	0,8972	1,3916	0,8944	6,9120	0,7330	0,6441	0,5761	0,8963	0,6427
0,79	7,11	0,8921	1,4194	0,8888	6,8256	0,7200	0,6271	0,5574	0,8901	0,6262
0,78	7,02	0,8870	1,4483	0,8832	6,7392	0,7070	0,6103	0,5390	0,8838	0,6098
0,77	6,93	0,8818	1,4784	0,8775	6,6528	0,6941	0,5935	0,5208	0,8774	0,5935
0,76	6,84	0,8767	1,5098	0,8718	6,5664	0,6812	0,5768	0,5029	0,8709	0,5774



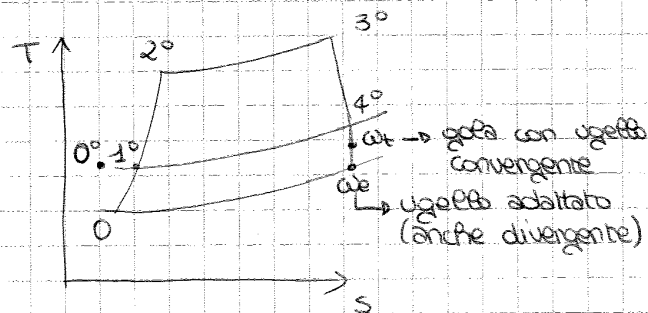
Esercitazione ④

TURBOGETTO MONOFLUSSO MONCALBERO

ON-DESIGN



Ciclo:



0) Punto di progetto: $M_0 = 0,85$; $z = 30000 \text{ ft} \rightarrow T_0 = 228,7 \text{ K}$ $p_0 = 0,3 \text{ bar}$

$$T_0^* = T_0 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right) = \left(1 + 0,2 (0,85)^2 \right) 228,7 = 261,75 \text{ K}$$

$$p_0^* = p_0 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 0,3 \left(1 + 0,2 (0,85)^2 \right)^{3,44} = 0,48 \text{ bar}$$

($\gamma_0 = 1,409$)

1) Presa d'aria adiabatica $q_e = 0$

$$Ed = \frac{p_1^*}{p_0^*} = 1 \Rightarrow p_1^* = p_0^* = 0,48 \text{ bar}$$

$$\frac{p_1^*}{p_0} = 1,6 \quad T_1^* = T_0^*$$

2) Compressore $\beta_c = 11$; $\eta_{yc} = 0,88$

$$p_2^* = \beta_c p_1^* \Rightarrow p_2^* = 11 \cdot 0,48 = 5,28 \text{ bar}$$

$$\frac{p_2^*}{p_0} = 17,6$$

3-4) Turbina : $\eta_{mc} = \eta_{mt} = 0,99$, $\eta_{yt} = 0,88$

Per trovare la temperatura T_4° occorre fare un bilancio di potenze all'albero: \rightarrow tutta la potenza generata dalla turbina è impiegata per muovere il compressore \rightarrow no effic

$$P_c = P_t \Rightarrow \frac{m}{\eta_{mc}} c_p (T_2^\circ - T_1^\circ) = (m + m_b) c_p' (T_3^\circ - T_4^\circ) \eta_{mt}$$

$$\frac{c_p}{\eta_{mc}} (T_2^\circ - T_1^\circ) = \frac{1+d}{d} c_p' \eta_{mt} (T_3^\circ - T_4^\circ)$$

$$T_4^\circ = - \frac{c_p}{c_p'} \frac{1}{\eta_{mc} \eta_{mt}} \frac{d}{d+1} (T_2^\circ - T_1^\circ) + T_3^\circ$$

$$T_4^\circ = - \frac{1023,6}{1153} \cdot \frac{1}{(0,99)^2} \frac{53,09}{54,08} (561,95 - 261,75) + 1250$$

$$T_4^\circ = 997,13 \text{ K}$$

$$L_t = c_p' (T_3^\circ - T_4^\circ) = 1153 \cdot (1250 - 997,13) = 291,56 \frac{\text{KJ}}{\text{kg}} = 69,65 \frac{\text{kcal}}{\text{kg}}$$

$$L_t = c_p' T_3^\circ \left(1 - \frac{1}{\beta_t^{R/c_p'} \eta_{yt}} \right) \text{ ricaviamo } \beta_t:$$

$$1 - \frac{1}{\beta_t^{R/c_p'} \eta_{yt}} = \frac{L_t}{c_p' T_3^\circ} \Rightarrow \frac{1}{\beta_t^{R/c_p'} \eta_{yt}} = 1 - \frac{L_t}{c_p' T_3^\circ}$$

$$\beta_t^{R/c_p' \eta_{yt}} = \left(1 - \frac{L_t}{c_p' T_3^\circ} \right)^{-1} \Rightarrow \beta_t = \left(1 - \frac{L_t}{c_p' T_3^\circ} \right)^{-\frac{c_p'}{R \eta_{yt}}}$$

$$\beta_t = \left(1 - \frac{291,56 \cdot 10^3}{1153 \cdot 1250} \right)^{-\frac{1153}{291,03 \cdot 0,88}} = 2,75$$

$$\beta_t = \frac{P_3^\circ}{P_4^\circ} \Rightarrow P_4^\circ = \frac{P_3^\circ}{\beta_t} = 1,824 \text{ bar}$$

$$\frac{P_4^\circ}{P_0} = 6,08$$

OFF-DESIGN

Ipotesi: - ugetto critico semplicemente convergente

- $Lc \ll N^2$

- $\eta, \epsilon, \frac{C_p}{R}, \gamma, \frac{1+\alpha}{2} = \left(\eta, \epsilon, \frac{C_p}{R}, \gamma, \frac{1+\alpha}{2} \right)^*$

a) Si tracci la linea di funzionamento

parametri di progetto P_2 e T_3^0

Si sceglie di variare la temperatura all'ingresso della turbina.

Occorre legare β_c e β_t a $\frac{T_3^0}{T_1^0}$.

Ugetto critico \rightarrow turbina bloccata $\rightarrow \dot{m}_t, \beta_t$ determinati

$-\sqrt{\frac{T_3^0}{T_4^0}}$ costante

Conservazione portate:

$$\frac{\dot{m} \sqrt{RT_1^0}}{P_1^0 A_1} = \dot{m} \frac{1+\alpha}{2} \frac{\sqrt{RT_4^0}}{P_4^0 A_t} \frac{1}{\frac{1+\alpha}{2} \sqrt{R}} \frac{A_t}{A_1} \frac{P_4^0}{P_1^0} \frac{\sqrt{T_1^0}}{\sqrt{T_3^0}} \frac{\sqrt{T_3^0}}{\sqrt{T_4^0}} = K_1 \cdot \frac{P_4^0}{P_1^0} \sqrt{\frac{T_1^0}{T_3^0}}$$

Il fattore K_1 è costante ed è possibile determinarlo facendo riferimento ai parametri di progetto supponendo $M_1^* = 0,45$.

$$K_1 = \frac{\left(\frac{\dot{m} \sqrt{RT_1^0}}{P_1^0 A_1} \right)^*}{\left(\frac{P_4^0}{P_1^0} \right)^* \left(\sqrt{\frac{T_1^0}{T_3^0}} \right)^*} = \frac{f(M_1^*)}{EPR^* \left(\sqrt{\frac{T_1^0}{T_3^0}} \right)^*} = 0,2895$$

$$f(M_1^*) = \sqrt{\frac{\gamma M_1^{*2}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^{*2} \right) \frac{\gamma+1}{\gamma}}} = 0,4727$$

$$EPR = \frac{P_4^0}{P_1^0} = \frac{P_4^0}{P_3^0} \frac{P_3^0}{P_2^0} \frac{P_2^0}{P_1^0} = \beta_t^{-1} \epsilon \beta_c \Rightarrow EPR = EPR^* \frac{\beta_c}{\beta_c^*}$$

Equilibrio di potenze all'albero: $P_c = P_t$

il turbogetto fornisce spinta e non potenza

$$\frac{\dot{m} C_p T_1^0}{\frac{R}{\eta_{mc}}} \left(\beta_c \frac{R}{C_p \eta_{mc}} - 1 \right) = \dot{m} \frac{1+\alpha}{2} \eta_{mt} C_p T_3^0 \left(1 - \frac{1}{\beta_t \frac{R}{\eta_{te} C_p}} \right)$$

$$\beta_c \frac{R}{C_p \eta_{mc}} - 1 = \eta_{mc} \eta_{mt} \frac{1+\alpha}{2} \frac{C_p}{C_p} \left(1 - \frac{1}{\beta_t \frac{R}{\eta_{te} C_p}} \right) \frac{T_3^0}{T_1^0}$$

$$\beta_c = \left(1 + K_c \frac{T_3^0}{T_1^0} \right) \frac{\eta_{mc} C_p}{R}$$

$$K_c = \frac{Lc^*}{C_p T_3^0} = 0,2409$$

dove $P_2^* = P_0^* = P_0 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$

Infine, il terzo addendo è dato dall'espressione:

$$\frac{P_0}{P_2^*} = \frac{P_0}{P_0^*} \frac{P_0^*}{P_2^*} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \frac{1}{E_d}$$

In allegato c'è tabella con le grandezze al variare del rapporto $\frac{N}{N^*}$ ed il grafico in cui sono riportate le curve per $M_0=0$ e $M_0 \rightarrow \infty$

b2) Alla quota e velocità di progetto si valutino le prestazioni fronte e retro al variare del numero di giri

Ugello critico convergente. Si considera il Mach di volo M_0 costante. Per ipotesi il lavoro di compressione è direttamente proporzionale al numero di giri:

$$L_c \propto N^2 \rightarrow \frac{N}{N^*} = x \rightarrow \frac{L_c}{L_{c^*}} = x^2$$

Il lavoro di compressione L_c può essere espresso nel seguente modo:

$$L_c = C_p T_1^0 \left(\frac{T_2^0}{T_1^0} - 1 \right)$$

Possiamo quindi scrivere:

$$\frac{L_c}{L_{c^*}} = \frac{\frac{T_2^0}{T_1^0} - 1}{\left(\frac{T_2^0}{T_1^0}\right)^* - 1} = x^2$$

da cui: $\frac{T_2^0}{T_1^0} = x^2 \left[\left(\frac{T_2^0}{T_1^0}\right)^* - 1 \right] + 1$

Dall'equazione della politropica si ottiene:

$$P_c = \left(\frac{T_2^0}{T_1^0}\right)^{\frac{C_p \gamma}{R}}$$

Come detto in precedenza la potenza prodotta dalla turbina è uguale alla potenza assorbita dal compressore. La portata si conserva, pertanto risulteranno uguali i rapporti del lavoro di compressione e di espansione in condizioni on- e off-design. Essendo l'ugello critico per ipotesi, la turbina risulta bloccata e quindi il rapporto di espansione β_t e la portata corretta sono fissati. Pertanto il rapporto delle temperature totali in ingresso alla turbina in condizioni on- e off-design è pari al quadrato del rapporto del numero di giri:

Con le espressioni delle grandezze trovate, è ora possibile ottenere il valore delle grandezze tonde e nelle al variare del numero di giri $\frac{N}{N^*}$:

$$\frac{I_a}{I_a^*} = \frac{\left(\frac{1+\alpha}{2}\right) \omega_t \left[1 - \frac{1}{\gamma} \left(\frac{P_c}{P_t} - 1\right)\right] - U}{I_a^*}$$

$$\frac{I_{aj}}{I_{aj}^*} = \frac{I_a + U}{I_a + U^*}$$

$$\frac{S}{S^*} = \frac{m}{m^*} \cdot \frac{I_a}{I_a^*}$$

$$\frac{S_j}{S_j^*} = \frac{m_j}{m_j^*} \cdot \frac{I_{aj}}{I_{aj}^*}$$

$$\frac{q_s}{q_s^*} = \frac{\alpha^*}{\alpha} \cdot \frac{I_a^*}{I_a} \qquad \frac{q_{sj}}{q_{sj}^*} = \frac{\alpha^*}{\alpha} \cdot \frac{I_{aj}^*}{I_{aj}}$$

In allegato fa tabella con le grandezze calcolate ed i relativi grafici.

b3) alla quota e numero di giri di progetto si valutino le prestazioni tonde e nelle al variare del Mach di volo.

Per questo studio si considera costante il numero di giri N . Pertanto, a differenza del caso precedente, il lavoro di compressione off-design sarà uguale al lavoro di compressione on-design.

$$L_c \propto N^2 \quad \text{ma } N = \text{cost} \rightarrow \frac{L_c}{L_c^*} = 1$$

La temperatura totale in ingresso al compressore T_{2^0} è funzione di Ma :

$$T_{2^0} = T_0 = T_0 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2\right)$$

Sfruttando l'espressione del lavoro di compressione:

$$L_c = c_p T_{2^0} \left(\frac{T_{2^0}}{T_{2^0}^*} - 1\right)$$

il rapporto $\frac{L_c}{L_c^*} = 1$ è l'equazione della temperatura totale T_{2^0} , con

alcuni passaggi algebrici si arriva a:

$$\frac{T_{2^0}}{T_{2^0}^*} = 1 + \left(\frac{T_{2^0}^*}{T_{2^0}^*} - 1\right) \left[\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^{2*}}{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2}\right]$$

$$\frac{P_t}{P_0} = \frac{P_t}{P_4^0} \cdot \frac{P_4^0}{P_3^0} \cdot \frac{P_3^0}{P_2^0} \cdot \frac{P_2^0}{P_1^0} \cdot \frac{P_1^0}{P_0^0} \cdot \frac{P_0^0}{P_0}$$

$$\frac{P_0}{P_t} = \left(\frac{P_0}{P_t}\right)^* \cdot \frac{\beta_c^*}{\beta_c} \cdot \frac{(P_0^0/P_0^*)}{(P_0^0/P_0)}$$

Con le espressioni delle grandezze appena ricavate, è possibile ottenere il valore delle grandezze brute e nette al variare del Mach di volo M_0 .

$$\frac{I_a}{I_a^*} = \frac{\left(\frac{1+\alpha}{2}\right) \omega_t^* \left[1 - \frac{1}{\gamma} \left(\frac{P_0}{P_t} - 1\right)\right] - U}{\left(\frac{1+\alpha}{2}\right) \omega_t^* \left[1 - \frac{1}{\gamma} \left(\left(\frac{P_0}{P_t}\right)^* - 1\right)\right] - U^*}$$

$$U = M_0 \sqrt{\gamma R T_0}$$

$$\frac{I_{aj}}{I_{aj}^*} = \frac{I_a + U}{I_a^* + U^*}$$

$$\frac{S}{S^*} = \frac{m}{m^*} \frac{I_a}{I_a^*}$$

$$\frac{S_j}{S_j^*} = \frac{m}{m^*} \frac{I_{aj}}{I_{aj}^*}$$

$$\frac{q_s}{q_s^*} = \frac{\alpha^*}{\alpha} \cdot \frac{I_a^*}{I_a}$$

$$\frac{q_{sj}}{q_{sj}^*} = \frac{\alpha^*}{\alpha} \cdot \frac{I_{aj}^*}{I_{aj}}$$

In allegato è in tabella con i valori delle grandezze calcolate ed i relativi grafici.

```
close all
clear all
clc
```

```
%Calcolo alfa
```

```
eta_b = 0.99;
Hi = 43325*10^3;
alfa_st = 14.8;
R = 287;
T2o = 561.95;
T3o = 1250;
Tm = (T3o+T2o)/2;
cp = 946 + 0.1884*Tm
```

```
alfa = ((eta_b*Hi) - (1+alfa_st)*(54.418 + 0.07535*Tm)*(T3o - T2o))/(cp*(T3o - T2o)) - 1
```

```
A = (1+alfa_st)/(1+alfa)
cp1 = cp + A*(54.418 + 0.07535*Tm)
R1 = R*(1+0.06*A)
```

Linea di funzionamento

N/N*	T3c/T3o*	β_c	EPR	m_{corr}
1,05	1,1025	13,0230	4,2195	0,5330
1,045	1,0920	12,8073	4,1496	0,5267
1,04	1,0816	12,5951	4,0808	0,5205
1,035	1,0712	12,3862	4,0131	0,5143
1,03	1,0609	12,1808	3,9466	0,5082
1,025	1,0506	11,9786	3,8811	0,5022
1,02	1,0404	11,7797	3,8166	0,4963
1,015	1,0302	11,5840	3,7532	0,4905
1,01	1,0201	11,3915	3,6908	0,4847
1,005	1,0100	11,2021	3,6295	0,4790
1	1,0000	11,0000	3,5643	0,4734
0,995	0,9900	10,8326	3,5097	0,4679
0,99	0,9801	10,6523	3,4513	0,4624
0,985	0,9702	10,4749	3,3939	0,4570
0,98	0,9604	10,3005	3,3374	0,4517
0,975	0,9506	10,1290	3,2818	0,4464
0,97	0,9409	9,9602	3,2271	0,4413
0,965	0,9312	9,7943	3,1733	0,4362
0,96	0,9216	9,6310	3,1205	0,4311
0,955	0,9120	9,4705	3,0684	0,4262
0,95	0,9025	9,3126	3,0173	0,4213
0,945	0,8930	9,1574	2,9670	0,4164
0,94	0,8836	9,0047	2,9175	0,4117
0,935	0,8742	8,8546	2,8689	0,4070
0,93	0,8649	8,7069	2,8211	0,4023
0,925	0,8556	8,5618	2,7740	0,3978
0,92	0,8464	8,4190	2,7278	0,3933
0,915	0,8372	8,2787	2,6823	0,3888
0,91	0,8281	8,1407	2,6376	0,3844
0,905	0,8190	8,0050	2,5936	0,3801
0,9	0,8100	7,8716	2,5504	0,3759
0,895	0,8010	7,7405	2,5079	0,3717
0,89	0,7921	7,6116	2,4661	0,3675
0,885	0,7832	7,4848	2,4251	0,3635
0,88	0,7744	7,3602	2,3847	0,3594
0,875	0,7656	7,2377	2,3450	0,3555
0,87	0,7569	7,1173	2,3060	0,3516
0,865	0,7482	6,9990	2,2677	0,3477
0,86	0,7396	6,8826	2,2300	0,3439
0,855	0,7310	6,7683	2,1929	0,3402
0,85	0,7225	6,6559	2,1565	0,3365
0,845	0,7140	6,5454	2,1207	0,3329
0,84	0,7056	6,4369	2,0855	0,3293
0,835	0,6972	6,3302	2,0510	0,3258
0,83	0,6889	6,2253	2,0170	0,3223
0,825	0,6806	6,1223	1,9836	0,3189

0,57	0,3249	2,7040	0,8761	0,2039
0,565	0,3192	2,6640	0,8631	0,2026
0,56	0,3136	2,6247	0,8504	0,2014
0,555	0,3080	2,5861	0,8379	0,2002
0,55	0,3025	2,5483	0,8256	0,1991
0,545	0,2970	2,5111	0,8136	0,1980
0,54	0,2916	2,4747	0,8018	0,1969
0,535	0,2862	2,4390	0,7902	0,1959
0,53	0,2809	2,4039	0,7789	0,1949
0,525	0,2756	2,3696	0,7677	0,1940
0,52	0,2704	2,3358	0,7568	0,1930
0,515	0,2652	2,3028	0,7461	0,1922
0,51	0,2601	2,2703	0,7356	0,1913
0,505	0,2550	2,2385	0,7253	0,1905
0,5	0,2500	2,2073	0,7152	0,1897

```

close all
clear all
clc

%Calcolo spinta lorda corretta

rapp_n = 1.050:-0.005:0.5;
d1 = 3.139;
rapp_T3o = rapp_n.^2;
Kc = 0.2409;
T1o = 262.39;
T3op = 1250;
T3o = rapp_T3o*T3op;
beta_c = (1 + Kc*(T3o./T1o)).^(d1);
beta_cp = 11;
EPRp = 3.564;
EPR = EPRp*(beta_c./beta_cp);
K1 = 0.2895;
port_corr_m1 = K1*EPR.*sqrt(T1o./T3o);
Kn = 2.63;
port_corr_mt = Kn*sqrt(T3o./T1o).*port_corr_m1;
KB = 0.17;
rapp_ptpl = KB*beta_c;
SJ_M0 = port_corr_mt + rapp_ptpl - 1;
SJ_Minf = port_corr_mt + rapp_ptpl - 0;

A = zeros(111,9);

A(:,1) = rapp_n;
A(:,2) = rapp_T3o;
A(:,3) = beta_c;
A(:,4) = EPR;
A(:,5) = port_corr_m1;
A(:,6) = port_corr_mt;
A(:,7) = rapp_ptpl;
A(:,8) = SJ_M0;
A(:,9) = SJ_Minf;

A

figure(1)
grid on, hold on

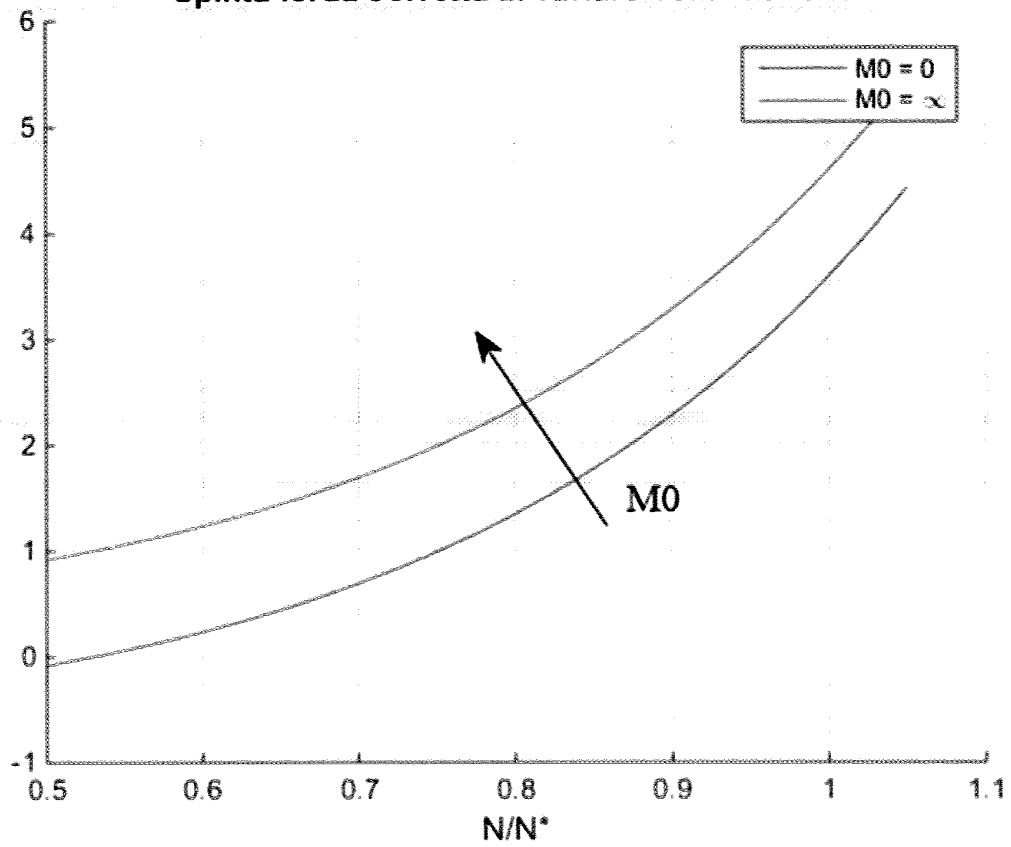
plot(rapp_n, SJ_M0)
plot(rapp_n, SJ_Minf)

title('Spinta lorda corretta al variare della manetta')
xlabel('N/N*')
legend('M0 = 0', 'M0 = \infty')

```

0,8200	0,6724	840	6,0210	1,9508	0,3155	1,4853	1,0236	1,5089	2,5089
0,8150	0,6642	830	5,9215	1,9186	0,3122	1,4608	1,0066	1,4674	2,4674
0,8100	0,6561	820	5,8237	1,8869	0,3090	1,4366	0,9900	1,4267	2,4267
0,8050	0,6480	810	5,7276	1,8557	0,3058	1,4129	0,9737	1,3866	2,3866
0,8000	0,6400	800	5,6332	1,8251	0,3026	1,3896	0,9576	1,3473	2,3473
0,7950	0,6320	790	5,5404	1,7951	0,2995	1,3667	0,9419	1,3086	2,3086
0,7900	0,6241	780	5,4492	1,7655	0,2964	1,3443	0,9264	1,2706	2,2706
0,7850	0,6162	770	5,3596	1,7365	0,2934	1,3222	0,9111	1,2333	2,2333
0,7800	0,6084	760	5,2716	1,7080	0,2904	1,3005	0,8962	1,1966	2,1966
0,7750	0,6006	750	5,1852	1,6800	0,2875	1,2791	0,8815	1,1606	2,1606
0,7700	0,5929	741	5,1003	1,6525	0,2847	1,2582	0,8670	1,1252	2,1252
0,7650	0,5852	731	5,0168	1,6254	0,2818	1,2376	0,8529	1,0904	2,0904
0,7600	0,5776	722	4,9348	1,5989	0,2790	1,2174	0,8389	1,0563	2,0563
0,7550	0,5700	713	4,8543	1,5728	0,2763	1,1975	0,8252	1,0227	2,0227
0,7500	0,5625	703	4,7752	1,5472	0,2736	1,1780	0,8118	0,9898	1,9898
0,7450	0,5550	694	4,6975	1,5220	0,2710	1,1588	0,7986	0,9574	1,9574
0,7400	0,5476	685	4,6212	1,4973	0,2684	1,1400	0,7856	0,9256	1,9256
0,7350	0,5402	675	4,5462	1,4730	0,2658	1,1215	0,7729	0,8943	1,8943
0,7300	0,5329	666	4,4725	1,4491	0,2633	1,1033	0,7603	0,8637	1,8637
0,7250	0,5256	657	4,4002	1,4257	0,2608	1,0855	0,7480	0,8335	1,8335
0,7200	0,5184	648	4,3292	1,4027	0,2584	1,0680	0,7360	0,8039	1,8039
0,7150	0,5112	639	4,2594	1,3800	0,2560	1,0507	0,7241	0,7748	1,7748
0,7100	0,5041	630	4,1909	1,3578	0,2537	1,0338	0,7124	0,7463	1,7463
0,7050	0,4970	621	4,1236	1,3360	0,2514	1,0172	0,7010	0,7182	1,7182
0,7000	0,4900	612	4,0575	1,3146	0,2491	1,0009	0,6898	0,6907	1,6907
0,6950	0,4830	604	3,9926	1,2936	0,2469	0,9849	0,6787	0,6637	1,6637
0,6900	0,4761	595	3,9289	1,2730	0,2447	0,9692	0,6679	0,6371	1,6371
0,6850	0,4692	587	3,8663	1,2527	0,2426	0,9538	0,6573	0,6110	1,6110
0,6800	0,4624	578	3,8048	1,2328	0,2405	0,9386	0,6468	0,5854	1,5854
0,6750	0,4556	569	3,7445	1,2132	0,2384	0,9237	0,6366	0,5603	1,5603
0,6700	0,4489	561	3,6852	1,1940	0,2364	0,9091	0,6265	0,5356	1,5356
0,6650	0,4422	552	3,6271	1,1752	0,2344	0,8948	0,6166	0,5114	1,5114
0,6600	0,4356	545	3,5700	1,1567	0,2325	0,8807	0,6069	0,4876	1,4876
0,6550	0,4290	536	3,5139	1,1385	0,2305	0,8668	0,5974	0,4642	1,4642
0,6500	0,4225	528	3,4588	1,1207	0,2287	0,8533	0,5880	0,4413	1,4413
0,6450	0,4160	520	3,4048	1,1032	0,2269	0,8399	0,5788	0,4187	1,4187
0,6400	0,4096	512	3,3517	1,0860	0,2251	0,8268	0,5698	0,3966	1,3966
0,6350	0,4032	504	3,2997	1,0691	0,2233	0,8140	0,5609	0,3749	1,3749
0,6300	0,3969	496	3,2485	1,0525	0,2216	0,8014	0,5523	0,3536	1,3536
0,6250	0,3906	488	3,1984	1,0363	0,2199	0,7890	0,5437	0,3327	1,3327
0,6200	0,3844	480	3,1491	1,0203	0,2183	0,7768	0,5353	0,3122	1,3122
0,6150	0,3782	473	3,1007	1,0046	0,2167	0,7649	0,5271	0,2920	1,2920
0,6100	0,3721	465	3,0533	0,9893	0,2151	0,7532	0,5191	0,2723	1,2723
0,6050	0,3660	457	3,0067	0,9742	0,2136	0,7417	0,5111	0,2529	1,2529
0,6000	0,3600	450	2,9610	0,9594	0,2121	0,7304	0,5034	0,2338	1,2338
0,5950	0,3540	443	2,9161	0,9448	0,2106	0,7194	0,4957	0,2151	1,2151
0,5900	0,3481	435	2,8721	0,9306	0,2092	0,7085	0,4883	0,1968	1,1968
0,5850	0,3422	428	2,8289	0,9166	0,2078	0,6979	0,4809	0,1788	1,1788
0,5800	0,3364	421	2,7865	0,9028	0,2065	0,6874	0,4737	0,1611	1,1611
0,5750	0,3306	413	2,7449	0,8893	0,2051	0,6771	0,4666	0,1438	1,1438

Spinta lorda corretta al variare della manetta



C:\Users\Stefania\Documents\MATLAB\...\prestaz_ngiri.m

Page 2

```
plot(x, rapp_Iaj)
plot(x, rapp_Sj)
plot(x, rapp_qsj)
```

```
title('Prestazioni lorde al variare del numero di giri')
xlabel('N/N*')
legend ('Iaj/Iaj*', 'Sj/Sj*', 'qsj/qsj*')
```

```
figure(2)
grid on, hold on
plot(x, rapp_Ia)
plot(x, rapp_S)
plot(x, rapp_qs)
```

```
title('Prestazioni nette al variare del numero di giri')
xlabel('N/N*')
legend ('Ia/Ia*', 'S/S*', 'qs/qs*')
```

0,82	6,0206	0,6675	2,4783	0,2693	0,593	0,3958	0,6804	0,7122	0,4754	0,5666
0,815	5,9211	0,6605	2,5733	0,2567	0,5811	0,3838	0,6687	0,7038	0,4648	0,5522
0,81	5,8233	0,6536	2,6751	0,2443	0,5692	0,372	0,6567	0,6953	0,4545	0,5376
0,805	5,7272	0,6468	2,7846	0,2323	0,5573	0,3604	0,6444	0,6869	0,4443	0,5228
0,8	5,6328	0,6401	2,9027	0,2205	0,5453	0,3491	0,6317	0,6785	0,4343	0,5078

C:\Users\Stefania\Documents\MATLAB\Ese...\prestaz_M0.m

Page 1

```

close all
clear all
clc

%calcolo prestazioni lorde e nette al variare del Mach di volo

M0 = 0:0.025:1.2;
nyc = 0.88;
T0 = 228.7;
p0 = 0.3;
d = 3.139;
T0op = T0*(1+0.2*(0.85)^2);
T1op = 262.39;
T2o = 563.5;
T3o = 1250;
p0op = p0*(1+0.2*(0.85)^2)^(3.5);
T0o = T0*(1+0.2*M0.^2);
T1o = T0o;
p0o = p0*(1+0.2*M0.^2)^(3.5);
rapp_T2T1 = 1+((T2o/T1op)-1).*((1+0.2*(0.85)^2)./(1+0.2*M0.^2));
beta_c = (rapp_T2T1).^d;
beta_cp = 11;
rapp_m = (beta_c./beta_cp).*((p0o/p0)./(p0op/p0));
rapp_alfa = (T3o-T2o)./(T3o - (T2o - T1op) - T1o);
rapp_mb = 1./rapp_alfa.*rapp_m;
rapp_popt = (1/3.075).*(beta_cp./beta_c).*((p0op/p0)./(p0o/p0));
gammal = 4/3;
Iap = 624.6;
up = 258.5724;
u = M0.*sqrt(1.4*287*T0);
wtp = 577.2;
alfap = 53.20;
A = (1+alfap)/alfap;
rapp_Ia = ((A*wtp*(1 - (1/gammal).*(rapp_popt-1))- u)./((A*wtp*(1 - (1/gammal).*(1/3.075)-1))- up);
rapp_S = rapp_m.*rapp_Ia;
rapp_qs = (1./rapp_alfa).*(1./rapp_Ia);
Ia = rapp_Ia.*Iap;
rapp_Iaj = (Ia+u)./(Iap+up);
rapp_Sj = rapp_m.*rapp_Iaj;
rapp_qsj = (1./rapp_alfa).*(1./rapp_Iaj);

A = zeros(49,15);

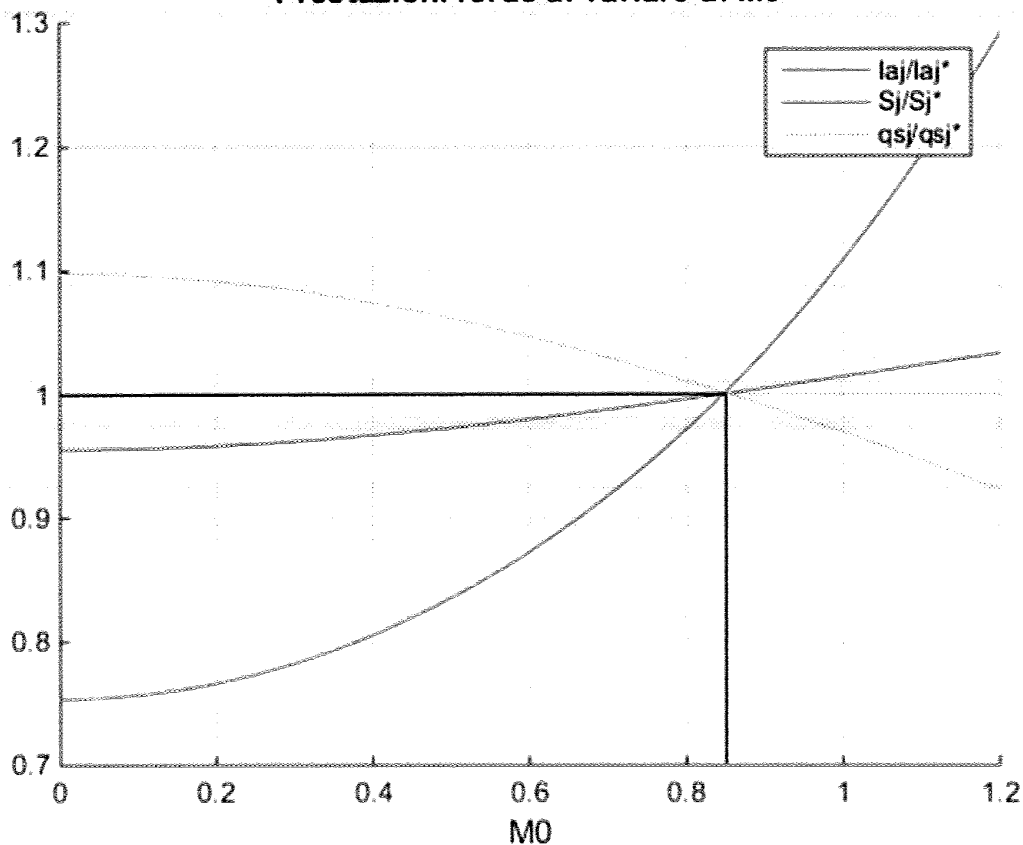
A(:,1) = M0;
A(:,2) = T0o;
A(:,3) = p0o/p0op;
A(:,4) = beta_c;
A(:,5) = rapp_m;
A(:,6) = rapp_alfa;
A(:,7) = rapp_mb;
A(:,8) = rapp_popt;
A(:,9) = u;
A(:,10) = rapp_Ia;
A(:,11) = rapp_S;

```

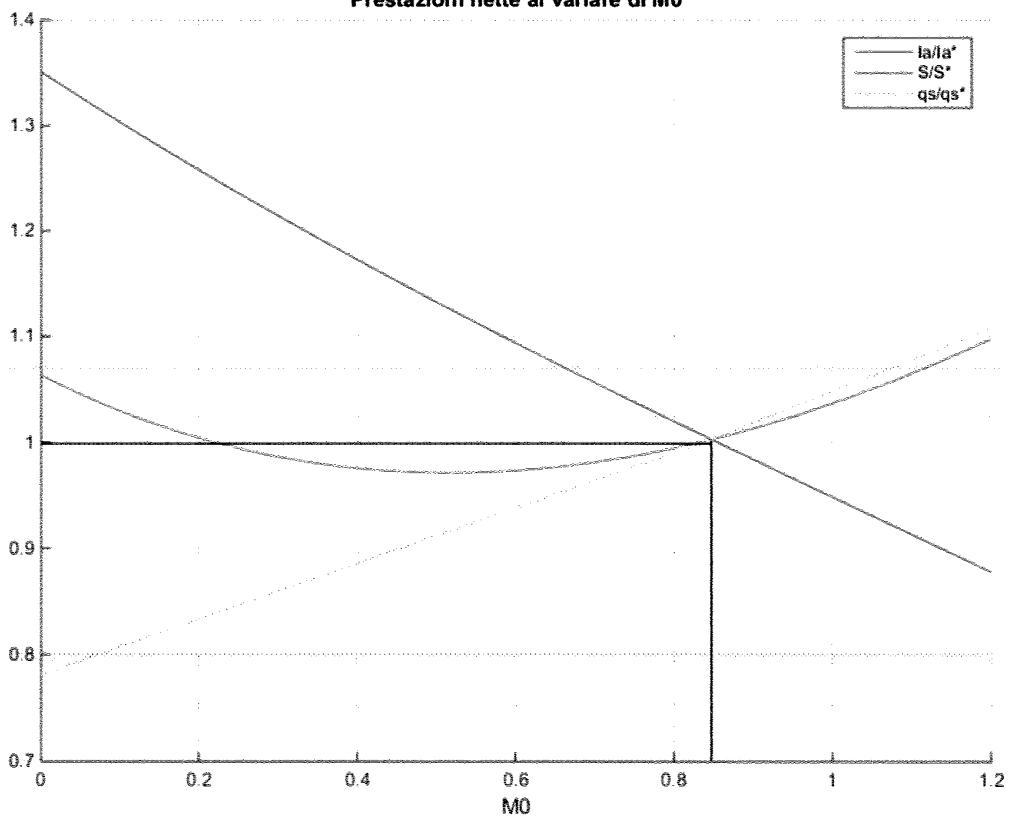
Prestazioni lorde e nette al variare del Mach di volo

MO	T00	p00/p00*	βc	m/m*	α/α*	mb/mb*	p0/pt	u	la/la*	S/S*	qs/qs*	laj/laj*	Sj/Sj*	qsj/qsj*
0	228,7000	0,6235	13,9116	0,7885	0,9532	0,8272	0,4124	0	1,3510	1,0653	0,7765	0,9555	0,7534	1,0980
0,025	228,7286	0,6238	13,9085	0,7887	0,9533	0,8274	0,4123	7,5784	1,3390	1,0561	0,7835	0,9555	0,7537	1,0978
0,05	228,8143	0,6246	13,8992	0,7892	0,9534	0,8278	0,4121	15,1568	1,3271	1,0474	0,7904	0,9557	0,7543	1,0975
0,075	228,9573	0,6260	13,8838	0,7901	0,9536	0,8286	0,4116	22,7352	1,3153	1,0392	0,7973	0,9560	0,7553	1,0970
0,1	229,1574	0,6279	13,8622	0,7913	0,9538	0,8296	0,4110	30,3136	1,3037	1,0315	0,8042	0,9563	0,7567	1,0963
0,125	229,4147	0,6304	13,8345	0,7928	0,9542	0,8309	0,4102	37,8920	1,2921	1,0244	0,8111	0,9567	0,7585	1,0954
0,15	229,7291	0,6334	13,8008	0,7947	0,9546	0,8325	0,4092	45,4705	1,2807	1,0177	0,8180	0,9572	0,7607	1,0944
0,175	230,1008	0,6370	13,7612	0,7969	0,9551	0,8344	0,4081	53,0489	1,2694	1,0116	0,8248	0,9578	0,7633	1,0931
0,2	230,5296	0,6411	13,7158	0,7994	0,9556	0,8365	0,4068	60,6273	1,2583	1,0059	0,8316	0,9585	0,7663	1,0917
0,225	231,0156	0,6459	13,6646	0,8023	0,9563	0,8390	0,4053	68,2057	1,2472	1,0007	0,8384	0,9593	0,7697	1,0901
0,25	231,5587	0,6512	13,6078	0,8056	0,9570	0,8418	0,4037	75,7841	1,2363	0,9960	0,8452	0,9601	0,7735	1,0883
0,275	232,1591	0,6571	13,5455	0,8092	0,9578	0,8449	0,4019	83,3625	1,2255	0,9917	0,8519	0,9611	0,7777	1,0863
0,3	232,8166	0,6637	13,4779	0,8132	0,9587	0,8482	0,3999	90,9409	1,2148	0,9878	0,8587	0,9621	0,7824	1,0842
0,325	233,5313	0,6708	13,4051	0,8175	0,9597	0,8519	0,3978	98,5193	1,2042	0,9844	0,8654	0,9632	0,7874	1,0819
0,35	234,3031	0,6786	13,3273	0,8222	0,9607	0,8559	0,3955	106,0977	1,1937	0,9815	0,8720	0,9643	0,7929	1,0794
0,375	235,1322	0,6871	13,2446	0,8273	0,9618	0,8601	0,3931	113,6761	1,1833	0,9789	0,8786	0,9656	0,7988	1,0768
0,4	236,0184	0,6962	13,1572	0,8327	0,9630	0,8647	0,3905	121,2545	1,1730	0,9768	0,8852	0,9669	0,8051	1,0740
0,425	236,9618	0,7060	13,0654	0,8385	0,9643	0,8696	0,3878	128,8330	1,1628	0,9751	0,8918	0,9683	0,8119	1,0710
0,45	237,9623	0,7165	12,9692	0,8447	0,9656	0,8748	0,3850	136,4114	1,1528	0,9738	0,8983	0,9697	0,8191	1,0679
0,475	239,0201	0,7277	12,8690	0,8513	0,9671	0,8803	0,3820	143,9898	1,1428	0,9728	0,9049	0,9712	0,8268	1,0647
0,5	240,1350	0,7396	12,7648	0,8583	0,9686	0,8861	0,3789	151,5682	1,1329	0,9723	0,9113	0,9728	0,8349	1,0613
0,525	241,3071	0,7523	12,6570	0,8657	0,9702	0,8922	0,3757	159,1466	1,1231	0,9722	0,9178	0,9745	0,8435	1,0577
0,55	242,5364	0,7658	12,5456	0,8734	0,9719	0,8987	0,3723	166,7250	1,1133	0,9724	0,9242	0,9761	0,8526	1,0541
0,575	243,8228	0,7801	12,4310	0,8816	0,9737	0,9055	0,3689	174,3034	1,1037	0,9730	0,9306	0,9779	0,8622	1,0503
0,6	245,1664	0,7953	12,3134	0,8902	0,9755	0,9126	0,3653	181,8818	1,0941	0,9740	0,9369	0,9797	0,8722	1,0463
0,625	246,5672	0,8113	12,1929	0,8993	0,9775	0,9200	0,3616	189,4602	1,0846	0,9754	0,9433	0,9816	0,8827	1,0423
0,65	248,0252	0,8282	12,0698	0,9088	0,9795	0,9278	0,3578	197,0386	1,0752	0,9771	0,9496	0,9835	0,8938	1,0381
0,675	249,5403	0,8461	11,9442	0,9187	0,9816	0,9359	0,3540	204,6171	1,0658	0,9791	0,9558	0,9854	0,9053	1,0338
0,7	251,1126	0,8649	11,8164	0,9291	0,9838	0,9443	0,3500	212,1955	1,0565	0,9816	0,9621	0,9874	0,9174	1,0294

Prestazioni lorde al variare di M_0



Prestazioni nette al variare di M_0



1976 US Standard Atmosphere

Alt. (km)	T/To	P/Po	D/Do	Temp. (K)	Pressure	Density
0	1.00000	1	1	288.15	101.33	1.225
1	0.97745	0.88701	0.907477	281.65	89.88069	1.11166
2	0.95490	0.784618	0.821677	275.15	79.50535	1.006554
3	0.93236	0.692042	0.742248	268.66	70.1246	0.909254
4	0.90983	0.608541	0.668854	262.17	61.66346	0.819347
5	0.88730	0.533415	0.601166	255.68	54.0509	0.736428
6	0.86478	0.466001	0.538866	249.19	47.21991	0.660111
7	0.84227	0.405677	0.481647	242.70	41.10722	0.590018
8	0.81976	0.351853	0.429212	236.22	35.65328	0.525785
9	0.79727	0.303978	0.381275	229.73	30.8021	0.467062
10	0.77478	0.261532	0.337558	223.25	26.50108	0.413509
11	0.75229	0.22403	0.297796	216.77	22.70095	0.3648
12	0.75187	0.191456	0.254642	216.65	19.40027	0.311936
13	0.75187	0.163627	0.217628	216.65	16.58031	0.266594
14	0.75187	0.139849	0.186003	216.65	14.17095	0.227854
15	0.75187	0.119533	0.158982	216.65	12.11229	0.194753
16	0.75187	0.102173	0.135893	216.65	10.35322	0.166469
17	0.75187	0.087339	0.116163	216.65	8.850047	0.1423
18	0.75187	0.074662	0.099302	216.65	7.565491	0.121645
19	0.75187	0.063828	0.084893	216.65	6.467703	0.103994
20	0.75187	0.054569	0.072578	216.65	5.529479	0.088908
21	0.75510	0.04667	0.061807	217.58	4.729078	0.075713
22	0.75854	0.039945	0.05266	218.57	4.047606	0.064508
23	0.76199	0.034214	0.044902	219.57	3.466954	0.055004
24	0.76543	0.029328	0.038316	220.56	2.971816	0.046937
25	0.76888	0.025158	0.032721	221.55	2.549275	0.040083
26	0.77232	0.021597	0.027964	222.54	2.188419	0.034256
27	0.77576	0.018553	0.023916	223.54	1.880007	0.029297
28	0.77920	0.01595	0.02047	224.53	1.61622	0.025075
29	0.78264	0.013722	0.017533	225.52	1.390436	0.021478
30	0.78608	0.011813	0.015028	226.51	1.197043	0.018409
31	0.78952	0.010177	0.012891	227.50	1.031268	0.015791
32	0.79296	0.008774	0.011065	228.49	0.889067	0.013555
33	0.80157	0.007572	0.009447	230.97	0.767311	0.011572
34	0.81119	0.006547	0.008071	233.74	0.663412	0.009887
35	0.82080	0.005671	0.006908	236.51	0.574593	0.008463
36	0.83041	0.00492	0.005924	239.28	0.49852	0.007257
37	0.84002	0.004276	0.00509	242.05	0.433245	0.006235
38	0.84962	0.003722	0.004381	244.82	0.377135	0.005366
39	0.85922	0.003245	0.003777	247.59	0.328817	0.004626
40	0.86882	0.002834	0.003262	250.35	0.287139	0.003995
41	0.87842	0.002478	0.002821	253.12	0.251128	0.003456
42	0.88801	0.002171	0.002445	255.88	0.219963	0.002995
43	0.89760	0.001904	0.002121	258.64	0.192947	0.002599
44	0.90718	0.001673	0.001844	261.40	0.169492	0.002259
45	0.91677	0.001471	0.001605	264.17	0.149097	0.001966
46	0.92635	0.001296	0.001399	266.93	0.131337	0.001714
47	0.93592	0.001143	0.001222	269.69	0.115847	0.001496
48	0.93927	0.001009	0.001075	270.65	0.102292	0.001317
49	0.93927	0.000891	0.000949	270.65	0.090333	0.001163
50	0.93927	0.000787	0.000838	270.65	0.079776	0.001027

Esercitazione 5

Endoreattori a propellenti liquidi per lanciatore a tre stadi

Determinare geometria e prestazioni

Lanciatore non riutilizzabile a 3 stadi

- 1° STADIO : 3 motori in parallelo → cherosene / ossigeno liquido
- 2° " : 2 " " " → Idrogeno/ossigeno liquido
- 3° " : 1 motore → NTO/MMH → combustione ipergolica

H₂ e O₂ liquidi fanno le migliori prestazioni ma H₂ ha una densità bassa
→ serbatoi grandi → costosi.

Cherosene ha una densità più alta quindi riduce i costi, ma anche le prestaz.

Nel secondo stadio siccome è più piccolo si bada più alle prestaz.

Nel terzo stadio si usano elementi liquidi a T ambiente → propellenti
storabile (non
crogenici)

Se ρ_a ρ_c è alta → più portata a parità di area → posso ridurre le
dimensioni

To conta meno (se $\rho_c \neq 0$).

Devo però mettere un sistema di alimentazione più grande.

Se uso tanto propellente → turbopompa

" " poco " → gas per pressurizzare

Gas generator → gas caldi che muovono la turbina collegata a turbopompa.

Scarico attraverso ugelli secondari.

In questo caso ρ_a spinta totale è data da camera di
spinta + gli ugelli secondari.

Raffreddamento fatto in modo regenerativo → funzionamento per tempi lunghi
" ablativo o irraggiamento → se i tempi sono più brevi

↓
rivestito pareti
con resina
fenolica

↓
riscaldamento pareti
che irraggiano all'esterno
il calore generato dai gas
interni

$$C_{Fid} = \frac{F}{\rho_c A t} = \Gamma \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}} \left(1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)^{-1} + \epsilon \left(\frac{p_e}{p_c} - \frac{p_o}{p_c}\right)$$

$$F = \dot{m} w_e + A_e (p_e - p_o)$$

↳ in atm più è alta p_c meglio è.

$$w_{e, id} = \sqrt{2 C_p T_c \left(1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)^{-1}}$$

Pongo $p_o = 0$ per motori 2-3.

$$C_F = C_{Fid} \cdot \eta_F$$

$\eta_F \Rightarrow$ attriti, particelle bifase (solide), reazioni chimiche durante l'espansione, possibile divergenza del flusso.

$$c = \frac{F}{\dot{m}} = \frac{F}{\rho_c A t} \frac{\rho_c A t}{\dot{m}} = c^* \cdot C_F$$

$I_{sp} = \frac{c}{g_0}$ \rightarrow periodo di tempo per cui un'assegnata massa di propellente è in grado di fornire una spinta pari al suo peso al si.

$$I_g = I_{sp} \cdot g$$

$I_{sp} \cdot g$ e $\frac{I_{tot} g}{m_p} = \frac{I_{tot}}{V_{prop}}$ \rightarrow più I_g è grande più le dimensioni diminuiscono.

Calcolate le prestazioni possiamo trovare portata e dimensioni:

$$\dot{m} = \frac{\rho_c A t}{c^*} = \frac{F}{c} = \dot{m}_c + \dot{m}_F$$

$$\dot{m}_o = \frac{\Gamma \dot{m}}{1 + \Gamma}$$

$$\dot{m}_F = \frac{\dot{m}}{1 + \Gamma}$$

$$A_t = \frac{\dot{m} c^*}{\rho_c} = \frac{F}{\Gamma \rho_c}$$

La pressione in camera serve per determinare l'area di gola.

Con gas pressurizzato le pareti del serbatoio devono essere spesse per sopportare pressioni elevate.

$$A_e = \epsilon A_t$$

$$D_t = \sqrt{\frac{4 A_t}{\pi}}$$

05/05/15 22.31 C:\Users\Ka\Documents\M...\calcolo pepc.m 1 of 1

```
close all
clear all
clc

%motore A2

GAMMA = 0.6505;
gamma = 1.21;
eps = 40;
K = (GAMMA/eps)^2*((gamma-1)/2*gamma);

x_tent = 0;
k = 0;

while k<20

    x = (K/(1 - x_tent^((gamma+1)/gamma)))^(gamma/2);

    x_tent=x;

    k = k+1;

end

x
k

%motore A3

GAMMA = 0.6562;
gamma = 1.24;
eps = 35;
K = (GAMMA/eps)^2*((gamma-1)/2*gamma);

x_tent1 = 0;
k1 = 0;

while k1<20

    x1 = (K/(1 - x_tent^((gamma+1)/gamma)))^(gamma/2);

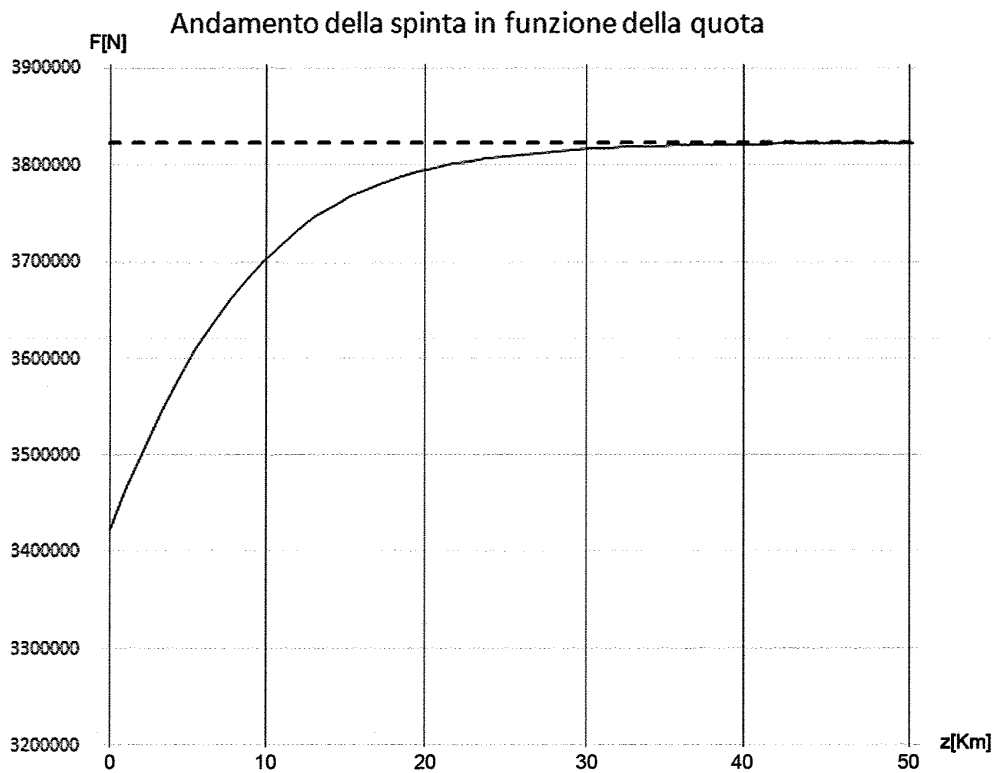
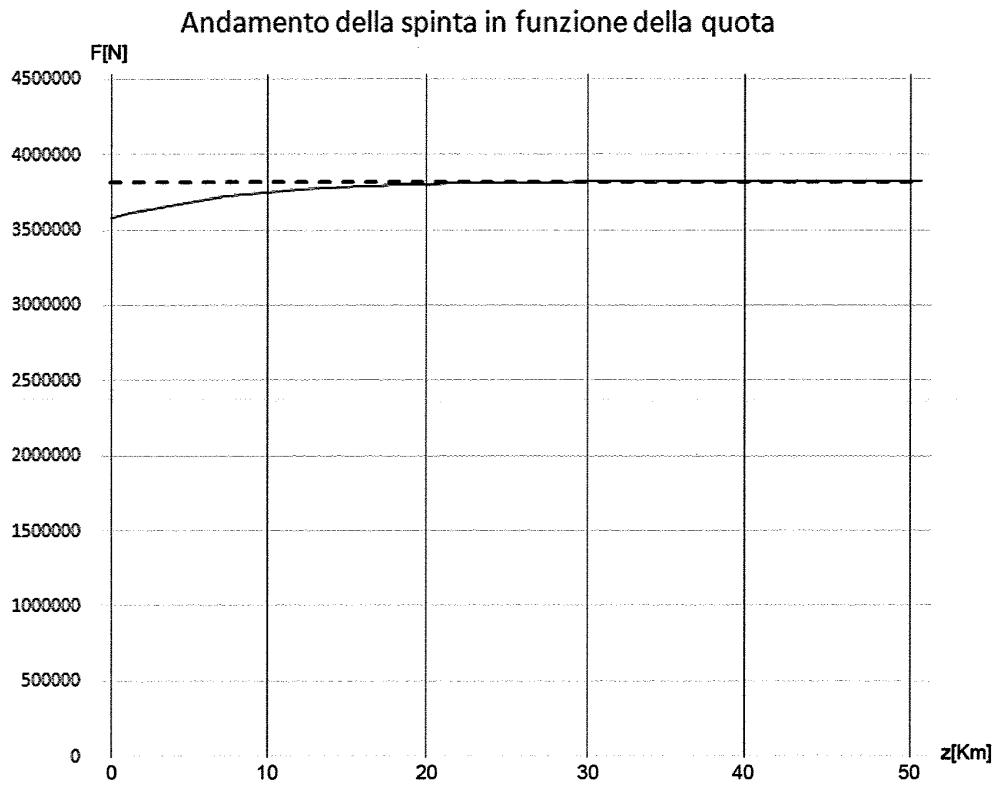
    x_tent=x;

    k1 = k1+1;

end

x1
k1
```

z	T/T0	p/p0	D/D0	T(K)	ρ	ρ	C _f	F
0	1	1	1	288,15	101,33	1,225	1,5552	3423581,8
1	0,97745	0,88701	0,907477	281,65	89,88069	1,11166	1,5779	3468825,1
2	0,9549	0,784618	0,821677	275,15	79,50535	1,006554	1,5985	3509824,7
3	0,93236	0,692042	0,742248	268,66	70,1246	0,909254	1,6172	3546893,8
4	0,90983	0,608541	0,668854	262,17	61,66346	0,819347	1,6340	3580329,1
5	0,8873	0,533415	0,601166	255,68	54,0509	0,736428	1,6492	3610410,9
6	0,86478	0,466001	0,538866	249,19	47,21991	0,660111	1,6627	3637404,7
7	0,84227	0,405677	0,481647	242,7	41,10722	0,590018	1,6749	3661559,5
8	0,81976	0,351853	0,429212	236,22	35,65328	0,525785	1,6857	3683111,7
9	0,79727	0,303978	0,381275	229,73	30,8021	0,467062	1,6954	3702281,7
10	0,77478	0,261532	0,337558	223,25	26,50108	0,413509	1,7039	3719277,8
11	0,75229	0,22403	0,297796	216,77	22,70095	0,3648	1,7115	3734294,3
12	0,75187	0,191456	0,254642	216,65	19,40027	0,311936	1,7181	3747337,5
13	0,75187	0,163627	0,217628	216,65	16,58031	0,266594	1,7237	3758480,8
14	0,75187	0,139849	0,186003	216,65	14,17095	0,227854	1,7285	3768001,9
15	0,75187	0,119533	0,158982	216,65	12,11229	0,194753	1,7326	3776136,8
16	0,75187	0,102173	0,135893	216,65	10,35322	0,166469	1,7361	3783088,1
17	0,75187	0,087339	0,116163	216,65	8,850047	0,1423	1,7390	3789027,9
18	0,75187	0,074662	0,099302	216,65	7,565491	0,121645	1,7416	3794104
19	0,75187	0,063828	0,084893	216,65	6,467703	0,103994	1,7438	3798442,1
20	0,75187	0,054569	0,072578	216,65	5,529479	0,088908	1,7456	3802149,6
21	0,7551	0,04667	0,061807	217,58	4,729078	0,075713	1,7472	3805312,5
22	0,75854	0,039945	0,05266	218,57	4,047606	0,064508	1,7486	3808005,3
23	0,76199	0,034214	0,044902	219,57	3,466954	0,055004	1,7497	3810300,1
24	0,76543	0,029328	0,038316	220,56	2,971816	0,046937	1,7507	3812256,5
25	0,76888	0,025158	0,032721	221,55	2,549275	0,040083	1,7516	3813926,3
26	0,77232	0,021597	0,027964	222,54	2,188419	0,034256	1,7523	3815352,2
27	0,77576	0,018553	0,023916	223,54	1,880007	0,029297	1,7529	3816571
28	0,7792	0,01595	0,020477	224,53	1,61622	0,025075	1,7534	3817613,3
29	0,78264	0,013722	0,017533	225,52	1,390436	0,021478	1,7539	3818505,5
30	0,78608	0,011813	0,015028	226,51	1,197043	0,018409	1,7543	3819269,9
31	0,78952	0,010177	0,012891	227,5	1,031268	0,015791	1,7546	3819924,9
32	0,79296	0,008774	0,011065	228,49	0,889067	0,013555	1,7549	3820486,7
33	0,80157	0,007572	0,009447	230,97	0,767311	0,011572	1,7551	3820968
34	0,81119	0,006547	0,008071	233,74	0,663412	0,009887	1,7553	3821378,5
35	0,8208	0,005671	0,006908	236,51	0,574593	0,008463	1,7555	3821729,2
36	0,83041	0,00492	0,005924	239,28	0,49852	0,007257	1,7556	3822029,9
37	0,84002	0,004276	0,00509	242,05	0,433245	0,006235	1,7558	3822287,8
38	0,84962	0,003722	0,004381	244,82	0,377135	0,005366	1,7559	3822509,6
39	0,85922	0,003245	0,003777	247,59	0,328817	0,004626	1,7560	3822700,6
40	0,86882	0,002834	0,003262	250,35	0,287139	0,003995	1,7561	3822865,2
41	0,87842	0,002478	0,002821	253,12	0,251128	0,003456	1,7561	3823007,8
42	0,88801	0,002171	0,002445	255,88	0,219963	0,002995	1,7562	3823130,7
43	0,8976	0,001904	0,002121	258,64	0,192947	0,002599	1,7563	3823237,6
44	0,90718	0,001673	0,001844	261,4	0,169492	0,002259	1,7563	3823330,1
45	0,91677	0,001471	0,001605	264,17	0,149097	0,001966	1,7563	3823411



Esercitazione (6)

DIMENSIONAMENTO DEL SISTEMA DI ALIMENTAZIONE A GAS PRESSURIZZANTE PER ENDREATTORE A PROPELLENTI LIQUIDI STORABLE

L'endreattore considerato presenta un sistema di alimentazione a gas pressurizzante che permette di mantenere la pressione in camera di combustione p_c costante anche quando il propellente si consuma. Questa soluzione fornisce elevate pressioni di serbatoio e quindi tank pesanti. È un sistema più semplice e affidabile rispetto ad un sistema di alimentazione a turbopompe e viene adoperato quando i volumi di propellente sono relativamente bassi.

PUNTO (A) → Dimensionamento del propulsore

Per il dimensionamento viene trascurato il volume di ullaggio (spazio di serbatoio in cui all'inizio del funzionamento non vi è liquido) e di espellere tutto il propellente in un'unica accensione (unico processo adiabatico, $q_e = 0$)

I sei parametri da determinare necessari al dimensionamento dell'endreattore sono i seguenti:

- m_i → massa iniziale dell'endreattore
- m_f → massa finale dell'endreattore
- m_p → massa del propellente
- V_0 → volume complessivo dei serbatoi di Elio (gas pressurizzante)
- m_{He} → massa di gas elio
- m_s → massa dei serbatoi di Elio

Per determinare questi parametri abbiamo bisogno di 6 equazioni:

① Massa iniziale dell'endreattore:

$$m_i = m_u + m_t + m_s + m_{He} + m_p + m_r$$

m_u → massa del payload

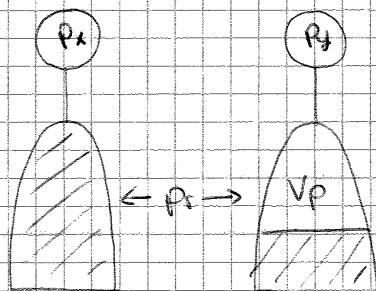
m_t → massa delle strutture

$m_r = 0,15 m_p$ → massa del propellente di riserva necessaria per le manovre di assetto

② Massa finale dell'endreattore

$$m_f = m_u + m_t + m_s + m_{He} + m_r$$

③ Volume complessivo dei serbatoi di elio



Applicando il primo principio della termodinamica ottengo:

$$\gamma p_x V_p = V_0 (p_x - p_y)$$

$$p_x = p_0$$

$$V_p = \frac{m_p}{\rho_p}$$

$$p_y = p^*$$

$$\text{Ottingo: } V_0 = \gamma \frac{p_0}{p_0 - p^*} \frac{m_p}{\rho_p}$$

- Si ricavano inoltre:
- Volume del propellente: $V_p = \frac{m_p}{\rho_p} = 10 \text{ m}^3$
 - Spessore dei serbatoi: $s = 8,95 \text{ mm}$
 - Raggio dei serbatoi: $r = 41,45 \text{ cm}$
 - Volume del propellente residuo: $V_r = 0,15V_p = 1,5 \text{ m}^3$

PUNTO (B) - Verifica del funzionamento del propulsore considerando le varie fasi:

Per effettuare la verifica del funzionamento del sistema è necessario considerare anche il volume di ullaggio V_u , che è pari al 5% del volume occupato dal propellente (incluso il propellente residuo):

$$V_u = 0,05(V_p + V_r) = 0,05(10 + 1,5) = 0,575 \text{ m}^3$$

Utilizzo l'equazione dei gas perfetti per trovare la massa m_u :

$$m_u = \frac{V_u p_i}{R T_0} = \frac{0,575 \cdot 0,5}{2077 \cdot 293} = 0,472 \text{ kg}$$

pressione p_i ricavata da tabella → serbatoi di propellente, punto O.

L'ullaggio serve per far evaporare il gas e per evitare che onde di pressione si ripercuotano sulla parete.

La massa iniziale dell'endoreattore diventa quindi:

$$m_i = 16081,02 + 0,472 = 16081,5 \text{ kg}$$

Si ricorda inoltre che il MR è scelto in modo da avere uguali volumi di combustibile e ossidante. Si parlerà quindi di propellente, non facendo distinzione tra combustibile e ossidante.

Analizzo ora cosa accade nell'endoreattore e come variano i parametri ricavati durante le varie fasi:

FASE 0-1 → APERTURA DELLE VALVOLE PIROTECNICHE NC

Non appena viene aperta la valvola la pressione nel serbatoio di propellente p_{t1} raggiunge la pressione di regolazione p_r , mentre la temperatura non varia perché regolata dal sistema di condizionamento:

$$p_{t1} = p_r = 2 \text{ MPa}$$

$$T_{t1} = T_1 = 293 \text{ K}$$

Il volume del gas pressurizzante all'interno dei serbatoi ^(di propellente) non cambia perché, in questa fase, il propellente non viene espulso:

$$V_{t1} = V_0 = V_u = 0,575 \text{ m}^3$$

Per portare i serbatoi di propellente alla pressione di regolazione, una certa massa di etio passa dal tank di pressurizzazione al serbatoio per aumentare la pressione:

$$m_{t1} = \frac{p_{t1} V_{t1}}{R T_{t1}} = \frac{2 \cdot 0,575 \cdot 10^6}{2077 \cdot 293} = 1,89 \text{ kg}$$

$$\begin{aligned} \text{Massa di etio nei serbatoi del gas: } m_1 &= m_0 - (m_{t1} - m_u) = \\ &= 58,3 - (1,89 - 0,472) = 57,39 \text{ kg} \end{aligned}$$

Essendo aumentata la temperatura del serbatoio, la pressione aumenta. Per determinare la variazione di pressione nei serbatoi utilizziamo le relazioni per trasformazioni isocore

$$p_3 = \frac{T_3}{T_2} p_2 = \frac{293}{375} \cdot 8,1 = 13,56 \text{ MPa}$$

$$p_{t3} = \frac{T_{t3}}{T_{t2}} p_{t2} = \frac{293}{239,9} \cdot 2 = 2,44 \text{ MPa}$$

Devo tener conto di quest'ultima pressione per la progettazione del serbatoio, poiché è superiore a quella di regolazione p_r . Questo infatti determina un serbatoio sovradimensionato per poter resistere ad una pressione più elevata di quella di progetto. Questa pressione superiore è tuttavia favorevole perché può essere usata per espellere il propellente.

FASE 3-3' → Accensione in blowdown

In questa fase viene sfruttata la sovrappressione di gas all'interno dei serbatoi di propellente per espellere quest'ultimo. La pressione all'interno dei serbatoi di propellente è riportata a quella di regolazione attraverso un'espansione adiabatica. Quindi la temperatura del gas nei tank di propellente diminuisce, mantenendo invariata la massa di elio.

$$p_{t3'} = p_r = 2 \text{ MPa}$$

$$m_{t3'} = m_{t3}$$

Essendo diminuita la pressione dell'elio nei serbatoi di propellente, anche la temperatura diminuisce.

Applicando le relazioni dell'isotropico, si ottiene:

$$T_{t3'} = T_{t3} \left(\frac{p_{t3'}}{p_{t3}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 293 \left(\frac{2}{13,56} \right)^{\frac{1,47-1}{1,47}} = 270 \text{ K}$$

Il volume di elio nei serbatoi di propellente aumenta

$$V_{t3'} = \frac{m_{t3'} R T_{t3'}}{p_{t3'}} = \frac{32,69 \cdot 2077 \cdot 270}{2 \cdot 10^6} = 9,17 \text{ m}^3$$

$$\text{Volume di propellente espulso: } V_{pII'} = V_{t3'} - V_{t3} = 9,17 - 8,145 = 1,025 \text{ m}^3$$

$$\text{Massa di propellente espulsa: } m_{pII'} = V_{pII'} \cdot \rho_p = 1,025 \cdot 1163 = 1192,075 \text{ kg}$$

FASE 3' → 4 → Seconda accensione

Si suppone il processo adiabatico come per la prima accensione ($Q_e = 0$)

Massa dell'endoreattore prima della seconda accensione (prima del blowdown):

$$m_{II} = m_I - m_{pI} = 16084,35 - 8807,9 = 7276,45 \text{ kg}$$

Massa di propellente completamente espulsa:

$$m_{pII} = m_{II} \left(1 - e^{-\frac{A v_2}{c}} \right) = 7276,45 \left(1 - e^{-\frac{1530}{3107}} \right) = 2829,6 \text{ kg}$$

Massa di propellente effettivamente consumata durante questa fase

$$m_{pII''} = m_{pII} - m_{pII'} = 2829,6 - 1192,075 = 1637,53 \text{ kg}$$

Volume di propellente consumato:

$$V_{pII''} = \frac{m_{pII''}}{\rho_p} = \frac{1637,53}{1163} = 1,40 \text{ m}^3$$