FORMULARIO

- Diffusore

$P_{Ta} = P_a \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_a^2\right)^{\gamma/\gamma-1}$ $\quad T_{Ta} = T_a \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_a^2\right)$ $\quad \pi_d = \frac{P_{T2}}{P_{T1}}$ $\quad u_a = M_a \sqrt{RT\gamma}$

$\frac{P_{T2}}{P_{Ta}} = \left(1 + \eta_d \frac{\gamma-1}{2} M_a^2\right)^{\gamma/\gamma-1} = \pi_d \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_a^2\right)^{\gamma/\gamma-1} \rightarrow \eta_d = \frac{\left(\frac{P_{T2}}{P_a}\right)^{\gamma-1/\gamma} - 1}{\frac{\gamma-1}{2} M_a^2}$

- Compressore

$\pi_c = \frac{P_{T3}}{P_{T2}}$ $\quad T_{T3} - T_{T2} = \frac{1}{\eta_c}\left(\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1\right) T_{T2}$ $\rightarrow \eta_c = \frac{\pi_c^{\gamma-1/\gamma} - 1}{\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma \eta_{pc}}} - 1}$

$\frac{P_{T3}}{P_{T2}} = \left(\frac{T_{T3}}{T_{T2}}\right)^{\frac{\gamma \eta_{poc}}{\gamma-1}}$

Zona:	fredda	Calda
	$\gamma = 1,4$	$\gamma = 1,33$
	$R = 287 \, J/kgK$	
	$C_{pa} = 1005 \, J/kgK$	$C_{pg} = 1147 \, J/kgK$
	$\Gamma = 0,68$	$\Gamma = 0,67$

- Camera di Combustione

$P_{T4} = P_{T3} - \Delta P_b$ $\quad \pi_b = \frac{P_{T4}}{P_{T3}}$

- Turbina

$L = T_{T4} - T_{T5}$ $\quad \pi_t = \frac{P_{T5}}{P_{T4}}$ $\quad \eta_t = \frac{1 - \pi_t^{\eta_{pc}(\gamma-1)/\gamma}}{1 - \pi_t^{\gamma-1/\gamma}}$ $\quad \frac{P_{T5}}{P_{T5}} = \left(\frac{T_{T4}}{T_{T5}}\right)^{\gamma/\eta_{pc}(\gamma-1)}$

$T_{T4} - T_{T5} = \eta_t T_{T4} \left(1 - \pi_t^{\gamma-1/\gamma}\right)$

EGT = scarico Turbina K $\quad$ BPR $= \frac{m_2}{m_1}$

EPR $= \frac{P_T}{P_{T2}} \rightarrow$ DOVE EGT

ITT = mGresso turbina libera

- Ugello

$\pi_n = \frac{P_{T6}}{P_{T5}}$

TSFC $= \frac{\dot{m}_f}{T_4 + P_{dasse}}$

TSFC $= \frac{\dot{m}_e}{T} 3600$

- Bilancio termico

Collegati sul solito albero

- Turbogetto $\quad C_{pa}(T_{T3} - T_{T2}) = C_{pg}(T_{T4} - T_{T5}) \eta_m^{0,99} (1 + f)$

- Turbofan $\quad (1 + BPR) C_{pa}(T_{T3} - T_{T2}) + C_{pa}(T_{T4} - T_{T3}) P_{AUX} = \eta_m (1 + f) C_{pg} (T_{T5} - T_{T6}) (1 - Spill)$

- Portata

$\dot{m}_g = \dot{m}_1 + \dot{m}_f = \dot{m}(1 + f) \rightarrow f = \frac{C_{pm}(T_{T4} - T_{T3})}{\eta_b Q_r}$

$\dot{m}_f = \dot{m}_g f \rightarrow \dot{m}_g = \frac{\Gamma P_{TA}}{\sqrt{RT_T}}$ in caso di ugello bloccato $P = P_{CR}$ con $P_{CR} = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\gamma/\gamma-1} \cdot P_T$

↳ $P_{CR} = P_a$ ugello adattato $M = 1$

$u_g = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} RT_T \left(1 - \left(\frac{P_{CR}}{P_T}\right)^{\gamma-1/\gamma}\right)}$

- Spinta

$T = \dot{m}_g ((1+f) u_g - u_a) + \dot{m}_{3f} (u_3 - u_a) + (P_{3f} - P_a) A_{3f} + (P_g - P_a) A_g$

$= \dot{m}_g ((1+f) u_g + BPR\, u_3 + - (1 + BPR) u_a) + (P_{3f} - P_a) A_{3f} + (P_g - P_a) A_g$

$A = \frac{\dot{m}}{\rho_2 u_2} = \frac{\dot{m} R T_2}{P_2 u_2}$

Formulario triangoli velocità

$$\pi_c = \left(1 + \frac{n\,\Delta T_{TpT}}{T_{T2}}\right)^{\frac{\gamma\,\eta_{pT}}{\gamma-1}} \qquad \Delta T_{TpT} = \frac{L}{c_p} = T_{T3} - T_{Tm}$$

$$\pi_{pT} = \left(1 - \eta_{pT}\,\frac{L}{c_p T_{T1}}\right)^{\gamma/\gamma-1} \qquad L = -(c_{\theta 2} - c_{\theta 1})\,U$$

$$\pi_c = \left(1 + n\,\frac{\Delta i_p T}{T_{T2}}\right)^{\frac{\gamma\,\eta_{pT}}{\gamma-1}}$$

$$R = \frac{w_1^2 - w_2^2}{2U(c_{\theta 2} - c_{\theta 1})}$$ Grado di reazione

$$\pi_{pT} = \left(1 + \eta_{pT}\,\frac{\Delta T_{pT}}{T_{T2}}\right)$$

$$\Delta T_{TpT} = \frac{(c_{\theta 2} - c_{\theta 1})\,U}{c_p}$$

$$U = N\,\frac{2\pi}{60}\,r$$

$$T_{T2} - T_{T1} = \frac{(c_{\theta 2} - c_{\theta 1})\,U}{c_p} \qquad T_2 = T_{T2} - \frac{c_2^2}{2c_p}$$ (velocità asintotica)

Turbo-elica

$$P_p = \{\eta_{elica}\,[\dot{m}_a\,[\eta_m(1+f)\,c_{pg}(T_{T6} - T_{T5}) + c_{pa}(T_{T4} - T_{T2})]]\}$$

$$\eta_{elica} = \frac{T_{elica}\,u_a}{P_p} \rightarrow T_{elica} = \eta_{elica}\,\frac{P_p}{u_a}$$

TIT temperatura ingresso turbina

EPR: Rapporto P rapporto tra l'ultima turbina e prima del compr.

ITT: T ultima turbina

EGT: Temperatura uscita ultima turbina

Ugello adattato $P_a = P_e$ (Matched)

Ugello non adattato $P_e = P_{cr}$ (Condizioni di bloccaggio)

Ugello convergente: $P_a = P_e$ se $P_{cr} \neq P_a$

$P_e = P_{cr}$ se $P_{cr} \geq P_a$

$$P_{cr6} = \frac{1}{\eta_m}\left(\frac{\gamma-1}{\gamma+1}\right)^{\gamma/\gamma-1} P_{T5}$$

Relazione di Poisson (trasformazione isoentropica)

$$\frac{p_2}{p_1}=\left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

Trasformazione adiabatica, efficienza politropica η_∞

Compressione: Espansione:

$$\frac{p_2}{p_1}=\left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{\eta_\infty\gamma}{\gamma-1}} \qquad \frac{p_2}{p_1}=\left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\eta_\infty(\gamma-1)}}$$

Trasformazione isoentropica in condotto di area variabile

Relazione tra velocità e variabili termodinamiche statiche e totali:

$$u=\sqrt{2c_p(T_T-T)}=\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}RT_T\left(1-\left(\frac{p}{p_T}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)}$$

Relazioni tra valori critici e totali:

$$\frac{T_{cr}}{T_T}=\frac{2}{\gamma+1};\quad \frac{p_{cr}}{p_T}=\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}};\quad \frac{\rho_{cr}}{\rho_T}=\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}$$

γ	$\frac{T_{cr}}{T_T}$	$\frac{p_{cr}}{p_T}$	$\frac{\rho_{cr}}{\rho_T}$
1,4	0,833	0,528	0,634
1,33	0,858	0,540	0,630
1,66	0,752	0,488	0,649

Portata in condizioni di bloccaggio:

$$\dot{m}=\Gamma\frac{p_T A_e}{\sqrt{RT_T}} \qquad \Gamma=\sqrt{\gamma\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}$$

γ	Γ
1,33	0,67
1,4	0,68
1,66	0,73

Analisi termodinamica

Efficienza isoentropica della presa d'aria:

$$\eta_d=\frac{h_{T2s}-h_a}{h_{T2}-h_a}\cong\frac{T_{T2s}-T_a}{T_{T2}-T_a} \qquad \frac{p_{T2}}{p_a}=\left(1+\eta_d\frac{\gamma-1}{2}M_a^2\right)^{\gamma/(\gamma-1)}$$

Efficienza isoentropica del compressore e relazione tra temperature totali e rapporto di compressione:

$$\eta_c=\frac{T_{T3s}-T_{T2}}{T_{T3}-T_{T2}} \qquad T_{T3}-T_{T2}=\frac{1}{\eta_c}T_{T2}\left(\pi_c{}^{(\gamma-1)/\gamma}-1\right)$$

Bilancio termico approssimato in camera di combustione:

$$f\cong\frac{c_{pm}(T_{T4}-T_{T3})}{\eta_b Q_r}$$

Efficienza isoentropica della turbina e relazione tra temperature totali e rapporto delle pressioni:

$$\eta_t=\frac{T_{T4}-T_{T5}}{T_{T4}-T_{T5s}} \qquad T_{T4}-T_{T5}=\eta_t T_{T4}\left(1-\pi_t{}^{(\gamma-1)/\gamma}\right) \qquad \pi_t=\frac{p_{T5}}{p_{T4}}$$

Velocità di scarico e pressione critica di un ugello adiabatico:

$$u_e=u_6=\sqrt{\eta_n\frac{2\gamma}{\gamma-1}RT_{T5}\left(1-\left(\frac{p_6}{p_{T5}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)} \qquad p_{cr}=\left[1-\frac{1}{\eta_n}\frac{\gamma-1}{\gamma+1}\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}p_{T5}$$

Proprietà medie dell'aria e dei gas combusti nei motori a turbina aeronautici:

Sezione fredda: $\mathcal{M}_a$=28.97 kg kmol^{-1} R_a=287 J kg $^{-1}$ K^{-1}

c_{pa}=1005 J kg $^{-1}$ K^{-1} γ_a=1.4 $\left(\frac{\gamma}{\gamma-1}\right)_a = 3.5$

Sezione calda: $\mathcal{M}_g \cong \mathcal{M}_a$ $R_g \cong$287 J kg $^{-1}$ K^{-1}

c_{pg}=1147 J kg $^{-1}$ K^{-1} γ_g=1.33

Valori di orientamento:

Componente		note	anni			
			45/65	65/85	85/05	05/25
Presa d'aria	π_{dmax}	A	0,90	0,95	0,98	0,995
		B	0,88	0,93	0,96	0,97
		C	0,85	0,90	0,94	0,96
Compressore	$\eta_{\infty c}$		0,80	0,84	0,88	0,90
Fan	$\eta_{\infty fan}$		0,78	0,82	0,86	0,89
Camera di combustione	π_b		0,90	0,92	0,94	0,96
	η_b		0,88	0,94	0,99	0,995
	T_{Tbmax}		1100	1400	1800	2000
Turbina	$\eta_{\infty t}$	D	0,80	0,85	0,89	0,91
		E		0,83	0,87	0,89
Postbruciatore	π_{ab}		0,90	0,92	0,94	0,95
	η_{ab}		0,85	0,91	0,96	0,97
	T_{Tabmax}		1400	1700	2000	2200
Ugello di scarico	π_n	F	0,95	0,97	0,98	0,995
		G	0,93	0,96	0,97	0,985
		H	0,90	0,93	0,95	0,98

Note:
A: velivolo subsonico, motori in gondole
B: velivolo subsonico, motori integrati nella cellula
C: velivolo supersonico, motori integrati nella cellula

D: palette non raffreddate
E: palette raffreddate

F: geometria fissa, condotto convergente
G: geometria variabile, condotto convergente
H: geometria variabile, condotto convergente-divergente

Turbomacchine

Coppia espressa dal rotore sul fluido:

$$\tau = \dot{m}(c_{\theta 2} r_2 - c_{\theta 1} r_1)$$

Potenza espressa dal rotore sul fluido:

$$P = \tau\omega = \dot{m}(c_{\theta 2}\omega r_2 - c_{\theta 1}\omega r_1) = \dot{m}(c_{\theta 2} U_2 - c_{\theta 1} U_1) \qquad (P = -\dot{m}L)$$

Relazioni per uno stadio di compressore:

$$\Delta T_{Tst} = T_{T3} - T_{T1} = \frac{c_{\theta 2} U_2 - c_{\theta 1} U_1}{c_p} \qquad \pi_{st} = \left(1 + \eta_{st} \frac{c_{\theta 2} U_2 - c_{\theta 1} U_1}{c_p T_{T1}}\right)^{\gamma/(\gamma-1)}$$

Relazioni per uno stadio di turbina:

$$\Delta T_{Tst} = T_{T1} - T_{T3} = -\frac{c_{\theta 3} U_3 - c_{\theta 2} U_2}{c_p} \qquad \pi_{st} = \left(1 - \frac{1}{\eta_{st}} \frac{c_{\theta 2} U_2 - c_{\theta 3} U_3}{c_p T_{T1}}\right)^{-\gamma/(\gamma-1)}$$

Grado di reazione (compressore):

$$R = \frac{(h_2 - h_1)_{rotore}}{h_{T3} - h_{T1}} = \frac{w_1^2 - w_2^2}{2(U_2 c_{\theta 2} - U_1 c_{\theta 1})}$$

Condizione di lavoro uniforme sulla paletta:

$r\Delta c_\theta$=costante

Configurazione a vortice libero:

rc_θ=costante

Compressore centrifugo, coefficiente di scorrimento (n: numero palette):

$$\sigma = \frac{c_{\theta 2}}{U_2} \qquad \sigma \cong 1 - \frac{0{,}63\pi}{n}$$

master COPY COPISTERIA 050/8312126 388/9837745