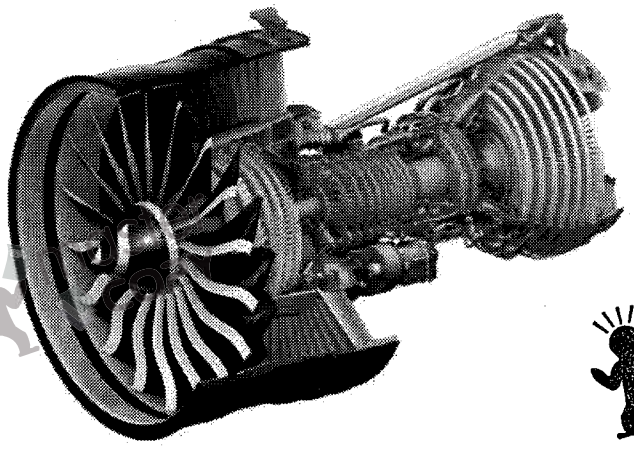
ESERCIZI DI MOTORI PER AEROMOBILI



Questi sono gli esercizi svolti che il professore mette a disposizione su e-learning per prepararsi all'esame e altri esercizi svolti in classe. Infatti gli esercizi della serie 2 e 3 sono del tutto analoghi a quelli della prova scritta, mentre quelli della serie 4 e 5 sono simili a quelli che possono capitare all'orale in cui fa tre domande e poi lascia rispondere per scritto dando il tempo necessario, una delle tre domande è quasi sicuramente su un esercizio di motori a pistoni o su le eliche. Lo scritto è composto da due esercizi, uno sull'analisi termodinamica e uno sulle turbomacchine, in più ce ne possono essere uno o due che richiedono pochi calcoli (talvolta in riferimento agli esercizi precedenti). Oltre agli esercizi vi è una domanda teorica solitamente su uno degli argomenti del secondo semestre. L'importante per passare l'esame è svolgere bene i due esercizi principali.

Gli esercizi li ho svolti in preparazione per l'esame, non tutti sono stati revisionati dal professore, quindi non è una Bibbia, nonostante ciò lo svolgimento degli esercizi mi sento di dire che è corretto, non sono altrettanto sicuro sui conti, degli errori di calcolo ci possono essere, anche se per verificare la bontà dei risultati basta confrontare i valori ottenuti con i valori tipici reali (che mette il professore nelle dispense, più alcuni che metterò nelle pagine avanti), inoltre sia in questi esercizi che all'esame alcuni parametri vanno ipotizzati con criterio, spesso vanno scelti il rendimento meccanico, la perdita di pressione della presa d'aria, il PCI ecc. Per ogni dubbio che vi può venire ovviamente la cosa migliore è andare a ricevimento dal professore.

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

master COPY

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

Atmosfera Standard Internazionale (ISA)

h [m]	T [K]	p [kPa]	ρ [kg m^{-3}]	a [m s^{-1}]	μ [kg $m^{-1}s^{-1}$] $x10^5$
0	288,2	101,30	1,225	340,29	1,791
1000	281,7	89,85	1,111	336,43	1,760
2000	275,2	79,47	1,006	332,53	1,728
3000	268,7	70,08	0,909	328,58	1,696
4000	262,2	61,61	0,819	324,58	1,663
5000	255,7	53,99	0,736	320,53	1,630
6000	249,2	47,16	0,659	316,43	1,597
7000	242,7	41,04	0,589	312,28	1,563
8000	236,2	35,58	0,525	308,07	1,529
9000	229,7	30,72	0,466	303,80	1,494
10000	223,2	26,42	0,412	299,47	1,459
11000	216,7	22,62	0,364	295,08	1,424
12000	216,7	19,32	0,311	295,08	1,424
13000	216,7	16,50	0,265	295,08	1,424
14000	216,7	14,09	0,227	295,08	1,424
15000	216,7	12,04	0,194	295,08	1,424
16000	216,7	10,28	0,165	295,08	1,424
17000	216,7	8,78	0,141	295,08	1,424
18000	216,7	7,50	0,121	295,08	1,424
19000	216,7	6,40	0,103	295,08	1,424
20000	216,7	5,47	0,088	295,08	1,424

master COPY