NUMERO: 2019A - ANNO: 2016

A P P U N T I

STUDENTE: Bastianelli Arianna

MATERIA: Propulsione Aeronautica (teroia + esercitazioni) - Prof. Marsilio

PROPULSIONE AERONAUTICA

- Motori a turbina -

• RICHIAMI DI TERMODINAMICA

Un sistema termodinamico può essere:

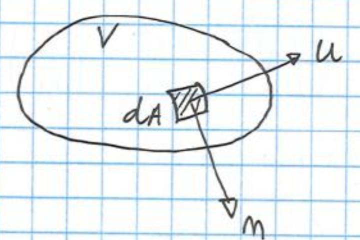
- APERTO $\dot{m}, \dot{L}, \dot{Q} \neq 0$ ← MOTORE AERONAUTICO
- CHIUSO $\dot{m} = 0 \quad \dot{L}, \dot{Q} \neq 0$
- ISOLATO $\dot{m}, \dot{L}, \dot{Q} = 0$

Equazioni di governo

- CONSERVAZIONE DELLA MASSA

$$\frac{d}{dt}\int_V \rho \, dV + \int_S \rho (\bar{u} \cdot \bar{n}) \, dA = 0$$

↳ La massa nel volume di controllo si conserva



Per un flusso stazionario $\frac{d}{dt} = 0$

$$\int_S \rho (\bar{u} \cdot \bar{n}) \, dA = 0$$

Nel caso quasi unidirezionale è possibile approssimare ad un caso 1D (usando Gauss)

↳ $\frac{d}{dx}(\rho u A) = 0$

La portata in massa per un flusso stazionario è costante

$$\dot{m} = \rho u A \; [Kg/s]$$

- BILANCIO DELLA QUANTITÀ DI MOTO

$\bar{F} = \frac{d}{dt}(m\bar{u})$ Forza applicata al volume di controllo

$$\Sigma \bar{F} = \frac{d}{dt}\int_V \rho \bar{u} \, dV + \underbrace{\int_S \rho \bar{u} (\bar{u} \cdot \bar{n}) \, dA}_{\text{Flusso della QDM}}$$

- CONSERVAZIONE DELL'ENERGIA

Q: calore → scambio di energia a livello MICROSCOPICO

L: lavoro → scambio di energia a livello MACROSCOPICO

I principio della termodinamica $\quad Q = \Delta E_0 + L$

$\Delta E_0 = E + \frac{1}{2} m u^2 \qquad dE = C_V \, dT$

energia interna

$e_0 = e + \frac{V^2}{2}$ energia per unità di massa

$$\int_S \dot{q} \, dA = \frac{d}{dt}\int_V \rho e_0 \, dV + \int_S \rho \left(h + \frac{u^2}{2}\right)(\bar{u} \cdot \bar{n}) \, dA + \int_S \dot{L} \, dA - \int_S \bar{F} u \, dA$$

Calore trasmesso per unità di tempo

Energia totale interna per unità di massa $e_0 = E_0/m$

Entalpia totale per unità di massa $h = e + \frac{P}{\rho}$

Lavoro eseguito per u.d.t. Positivo se fatto DAL sistema

Lavoro per u.d.t delle F_{ext}

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 3 di 70

Ricapitolando, le equazioni di governo sono:

1. $\dot{m} = \rho u A = cost$
2. $\sum \bar{F} = \int_S \rho \bar{u} (\bar{u} \cdot \bar{n}) \, dA + \int_S p \bar{n} \, dS$
3. $\dot{m} \Delta h_0 = \dot{Q} + \dot{L}$ $\qquad h = e + \frac{p}{\rho}$

   $h_0 = h + \frac{u^2}{2}$ $\qquad \Delta h_0 = q + l$ per unità di massa
4. $p = R^* \rho T$ $\qquad R^* = \frac{R}{m}$

- TRASFORMAZIONE ISENTROPICA

$$\downarrow$$
$$dS = 0$$

Flusso reversibile adiabatico stazionario

$$TdS = dq = de + pdV = dh - vdp = dh - \frac{1}{\rho} dp = 0$$

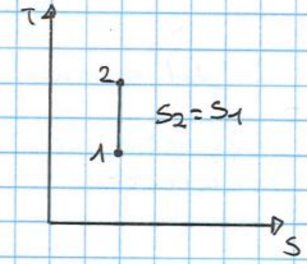
$$c_p = \frac{dT}{T} - \frac{1}{\rho T} dp = 0$$

$$(p = R^* \rho T) \qquad c_p \frac{dT}{T} - R \frac{dp}{p} = 0$$

$$c_p \frac{dT}{T} = R \frac{dp}{p} \rightarrow \int c_p \frac{dT}{T} = R \int \frac{dp}{p}$$

Se $c_p = c_p(T) = cost \rightarrow \ln\left(\frac{T_2}{T_1}\right) = \frac{R}{c_p} \ln\left(\frac{p_2}{p_1}\right)$

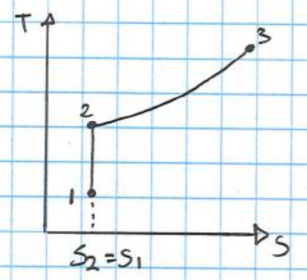
$$\rightarrow \left(\frac{T_2}{T_1}\right) = \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \qquad \frac{R}{c_p} = \frac{\gamma-1}{\gamma}$$



$$\begin{cases} T \propto p^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \\ p \propto T^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \end{cases}$$

- TRASFORMAZIONE ISOBARA

$$\downarrow$$
$$dp = 0$$



$$TdS = dh - \frac{1}{\rho} dp \rightarrow TdS = dh$$

NELL' INTERCOOLER SI REFRIGERA IL GAS PRIMA DI COMPRIMERLO PER AUMENTARE LA RESA DEL MOTORE

$$TdS = c_p \, dT \qquad c_p \frac{dT}{T} = dS$$

$$c_p \ln\left(\frac{T_3}{T_2}\right) = S_3 - S_2$$

$$\rightarrow \left(\frac{T_3}{T_2}\right) = e^{\frac{S_3 - S_2}{c_p}} \qquad \left(\ln T = \frac{\Delta S}{c_p}\right)$$

- VELOCITÀ DEL SUONO

In un fluido incompressibile la velocità è infinita, dato che la perturbazione NON esiste.

In un fluido compressibile, la velocità del suono è la velocità delle onde di perturbazione all'interno.

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 5 di 70

Sono possibili diversi casi:

$$\frac{dS}{R} = \frac{\gamma}{\gamma-1}\frac{dT_0}{T_0} - \frac{dp_0}{p_0} \qquad T\,dS \geq dq \quad \text{II principio t.d}$$

$dq = 0$, $dS = 0$ isentropica

$$\frac{T_{02}}{T_{01}} = \left(\frac{p_{02}}{p_{01}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

Irreversibilità e adiabaticità $dS > 0$
I principio e adiabaticità $dh_0 = 0 \rightarrow dT_0 = 0$

$$\frac{dp_0}{p_0} = -\frac{dS}{R} < 0$$

La pressione totale diminuisce e la temperatura totale rimane costante

Nel caso di una stanza, con una p interna maggiore di quella esterna, all'apertura di una parete, si creerà un campo di accelerazioni che porta il gas ad uscire dalla stanza.
La T° dei gas in movimento sarà uguale all'interno e all'esterno della stanza (ipotizzando sempre una trasformazione adiabatica e isentropica)

$$q + \ell = \Delta h^\circ = 0 \qquad h^\circ_\infty = h_\infty + \cancel{\frac{V_\infty^2}{2}} = h_e + \frac{V_e^2}{2} = h^\circ_e$$

La T non è cambiata!

Possiamo calcolare Te:

$$T_\infty = T^\circ_\infty = T^\circ_e = T^\circ_e\left(1 + \frac{\gamma-1}{2}M_e^2\right)$$

$$T_e = \frac{T^\circ_\infty}{1 + \frac{\gamma-1}{2}M_e^2}$$

Ma non è noto Me → la suppongo reversibile → $p^\circ_\infty = p^\circ_e$

$$(T^\circ_\infty)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = (T^\circ_e)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$p_e = \frac{p^\circ_e}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2}M_e^\circ\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}$$

→ Ma dipende da T quindi il sistema non è ancora risolvibile

$$M_e = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1}\left[\left(\frac{p^\circ_e}{p_e}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1\right]} \qquad V_e = M_e\sqrt{\gamma R^* T_e}$$

- FLUSSO IN UN CONDOTTO

Caso stazionario, quasi 1D

$$\dot{m} = \rho u A$$

$$\bar{F} = \int_S p\,\bar{N}\,dS + \int_S \rho\bar{V}(\bar{V}\cdot\bar{N})\,dS$$

$$\dot{Q} + \dot{L} = \dot{m}\,\Delta h^\circ$$

Forma differenziale nel caso adiabatico senza scambio di lavoro ($Q = 0$, $L = 0$)

$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{du}{u} + \frac{dA}{A} = 0$$

$$u\,du + \frac{1}{\rho}\,dp = 0$$

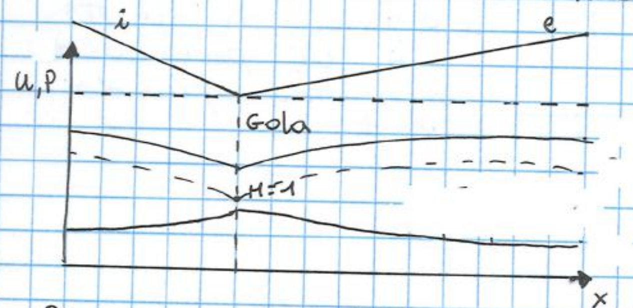
$$dh^\circ = 0 \rightarrow c_p\,dT + u\,du = 0$$

$$p = R^*\rho T$$

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 7 di 70

Più è alta la velocità di uscita dall'ugello, più è alta la spinta.

- UGELLO CONVERGENTE - DIVERGENTE



Per una piccola differenza di pressione la velocità nel condotto aumenta, in gola NON raggiunge $M=1$ e poi rallenta nel condotto divergente. P si comporta di conseguenza.

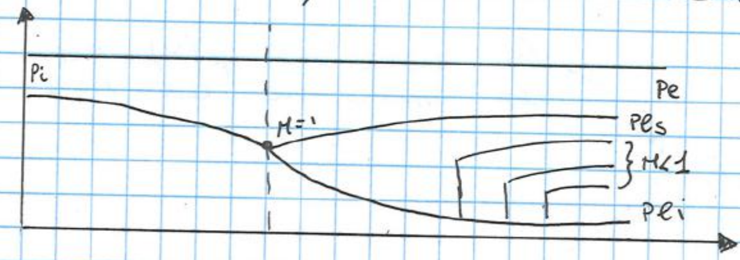
Diminuendo ulteriormente la Pe si arriva ad una pressione critica, la quale riesce a portare il flusso a velocità soniche in gola ($M=1$). La pressione critica non è però sufficiente a far proseguire il fenomeno, quindi il flusso inizierà a rallentare.

Superata la pressione critica c'è la pressione limite che porterà l'ugello ad essere supersonico, per cui anche nel divergente $M>1$. Il campo di moto prima della gola rimane invariato, in quanto l'informazione sulla variazione di regime si muove a $M=1$ e non riesce a risalire la gola perché la velocità relativa è 0.

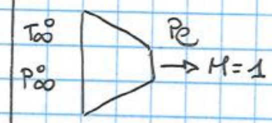
Se $P_e = P_a$ l'ugello si dice adattato

Il disadattamento può avvenire solo se il flusso è supersonico in uscita, quindi sempre e solo per una pressione minore della pressione limite inferiore

Per pressioni comprese tra la pressione critica e la pressione limite inferiore, nel divergente si verificheranno dei fenomeni d'urto e quindi una ricompressione.



- UGELLO SOLO CONVERGENTE



Considerando un ugello solo convergente e facendo considerazioni di isentropia e adiabaticità possiamo calcolare la pressione limite per la quale il gas è sonico all'uscita.

$T_e^\circ = T_i^\circ$ ADIABATICITÀ

$P_e^\circ = P_i^\circ = P_\infty^\circ$ ISENTROPIA

$\Downarrow$

$$P_e \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \underbrace{M_e^2}_{=1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = P_\infty^\circ$$

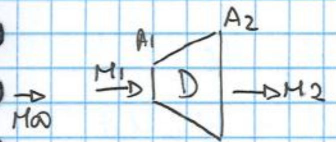
$$\frac{P_\infty^\circ}{P_e} = \frac{P_\infty^\circ}{P_a} = \left(\frac{\gamma-1}{2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 1,89$$

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 9 di 70

• PRESE D'ARIA

le prese d'aria servono a rallentare il flusso fino a raggiungere una velocità accettabile per l'ingresso nel compressore.

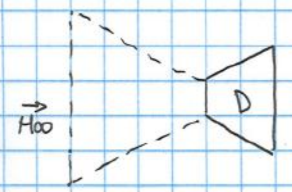
Il campo di moto davanti al diffuser (presa d'aria) dipende dal Mach di volo.



$M_2 < M_1$

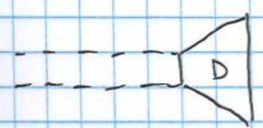
- Aereo fermo in pista

$$\dot{m}_1 = \rho_1 u_1 A_1 = \rho_\infty u_\infty A_\infty$$



- Mach di volo elevato

- Mach di crociera (al punto di progetto)



La presa d'aria reale è comunque adiabatica, ma ci sono delle perdite, quindi il processo è irreversibile e non isentropico.

• TERMODINAMICA DEI PROPULSORI A TURBINA

Considerando il motore come una "scatola" che accelera una portata d'aria a cui si aggiunge una portata di carburante.

La conservazione della QDM

$$\sum F_x = \int_S \rho u_x (\bar{u} \cdot \bar{n})\, dA$$

$\dot{m}_a = \rho_\infty u_\infty A_i$

$\dot{m}_e = \rho_e u_e A_e$ $\qquad \dot{m}_e = \dot{m}_a + \dot{m}_f$

$\dot{m}_f$ $\qquad \dot{m}_f = \rho_e u_e A_e - \rho_\infty u_\infty A_i$

È necessario conoscere $\dot{m}_s$ (portata in massa attraverso s)

Dalla conservazione della massa ottengo $\dot{m}_s = \rho_\infty u_\infty (A_e - A_i)$ e quindi dalla conservazione della quantità di moto

$T = \dot{m}_e u_e - \dot{m}_a u_\infty + (P_e - P_a) A_e$ SPINTA LORDA

Per un ugello adattato $P_e = P_a$ quindi $T = \dot{m}_e u_e - \dot{m}_a u_\infty$ con $\dot{m}_e = \dot{m}_a + \dot{m}_f$.

$\dot{m}_a u_\infty$ è la ram drag (resistenza data dalla velocità)

$(P_e - P_a) A_e$ è la pressure thrust

La spinta specifica è il rapporto tra la spinta e la portata in massa in ingresso.

$I_s = \frac{T}{\dot{m}_a} \left[\frac{N}{kg/s}\right]$

La TSFC (Thrust specific fuel consumption)

$$TSFC = \frac{\dot{m}_b}{T} \left[\frac{kg/s}{N}\right]$$

Potenze prodotte:

- Potenza termica $P_{th} = \dot{m}_f H_f$
- Potenza utile $P_u = \frac{1}{2} \dot{m}_e u_e^2 - \frac{1}{2} \dot{m}_a u_\infty^2$
- Potenza propulsiva $P_p = T u_\infty$

Rendimenti

- Rendimento termo-dinamico

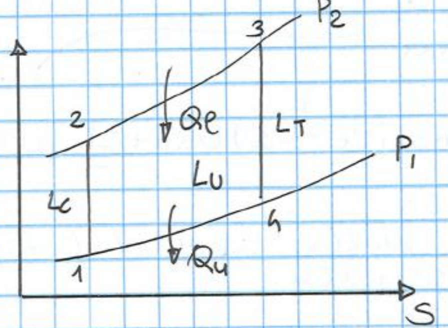
$$\eta_{TH} = \frac{P_u}{P_{TH}} = \frac{\frac{1}{2} \dot{m}_e u_e^2 - \frac{1}{2} \dot{m}_a u_\infty^2}{\dot{m}_f H_f}$$

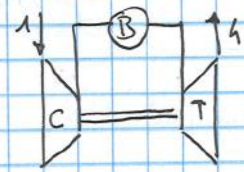
- Rendimento propulsivo $\eta_p = \frac{P_p}{P_u} = \frac{T u_\infty}{P_u}$

- Rendimento organico $\eta_o = \frac{P_p}{P_{th}} = \frac{T u_\infty}{\dot{m}_f H_f}$

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 13 di 70

• CICLO JOULE - BRAYTON





Comp. adiabatica	(1-2)	$\dot{Q}=0$	$\dot{L}>0$
Comb isobara	(2-3)	$\dot{Q}>0$	$\dot{L}=0$
Esp adiabatica	(3-4)	$\dot{Q}=0$	$\dot{L}<0$
Raff. isobaro	(4-1)	$\dot{Q}<0$	$\dot{L}=0$

Applicando il I principio della T.D.

$$\dot{m}\,\Delta h_0 = \dot{Q} + \dot{L}$$

1-2 $\quad L_C = \frac{\dot{L}}{\dot{m}} = \Delta h_0 = h_2 - h_1$

2-3 $\quad Q_e = \frac{\dot{Q}}{\dot{m}} = \Delta h_0 = h_3 - h_2$

3-4 $\quad L_T = -\frac{\dot{L}}{\dot{m}} = \Delta h_0 = h_3 - h_4$

4-1 $\quad Q_U = -\frac{\dot{Q}}{\dot{m}} = \Delta h_0 = h_4 - h_1$

Integrando lungo tutto il percorso

$$\oint dl + \oint dq = \oint dh_0 \rightarrow L_C - L_T + Q_e - Q_U = 0$$

$$L_U = L_T - L_C = Q_e - Q_U$$

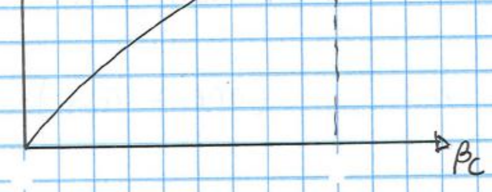
- RENDIMENTO

$$\eta_{TH} = \frac{L_U}{Q_e} = \frac{Q_e - Q_U}{Q_e} = 1 - \frac{Q_U}{Q_e}$$

$$\eta_{TH} = 1 - \frac{c_p(T_{04} - T_{01})}{c_p(T_{03} - T_{02})} \qquad (c_p = c_p(T) = \text{COST})$$

$$\eta_{TH} = 1 - \frac{T_{01}}{T_{02}} = 1 - \frac{1}{\beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \qquad (\text{essendo } T_{03}T_{01} = T_{04}T_{02})$$

$$\beta = \frac{P_{02}}{P_{01}} = \left(\frac{T_{02}}{T_{01}}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$ Rapporto di compressione



© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 15 di 70

$$\frac{T_2^\circ}{T_1^\circ} = 1 + \frac{1}{\eta_{ac}}\left[\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1\right]$$

Il rendimento pneumatico del combustore è il rapporto tra P_3° e P_2°

$\varepsilon_b = \frac{P_3^\circ}{P_2^\circ}$ è circa 0,97 - 0,98

Il rendimento adiabatico della turbina è definito come il rapporto del lavoro reale su ideale

$$\eta_{at} = \frac{L_{T\,Re}}{L_{T\,id}} = \frac{h_3^\circ - h_4^\circ}{h_3^\circ - h_{4is}^\circ} = \frac{\cancel{c_p}(T_3^\circ - T_4^\circ)}{\cancel{c_p}(T_3^\circ - T_{4is}^\circ)} = \frac{1 - \frac{T_4^\circ}{T_3^\circ}}{1 - \frac{T_{4is}^\circ}{T_3^\circ}}$$

$$\frac{T_4^\circ}{T_3^\circ} - 1 = -\eta_{at}\left[1 - \left(\frac{P_4^\circ}{P_3^\circ}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right] \rightarrow \frac{T_4^\circ}{T_3^\circ} - 1 = \eta_{at}\left(1 - \frac{1}{\beta_T^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}\right)$$

Quindi per risolvere il ciclo:

② $P_2^\circ = \beta_c P_1^\circ$

$$T_2^\circ = T_1^\circ\left[1 + \frac{1}{\eta_{ac}}\left(\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1\right)\right]$$

③ T_3°

$P_3^\circ = \varepsilon_b P_2^\circ$

$\gamma_t = 1{,}33$

④ $P_4^\circ = P_1^\circ$

$$T_4 : \eta_{at} = \frac{T_3^\circ - T_4^\circ}{T_3^\circ - T_{4is}^\circ}$$

$$\frac{T_{4is}^\circ}{T_3^\circ} = \left(\frac{P_4^\circ}{P_3^\circ}\right)^{\frac{\gamma_T - 1}{\gamma_T}}$$

$L_u = L_T - L_c$

Il rendimento di spool, rendimento meccanico nel trasferimento di potenza tra la turbina e il compressore attraverso l'albero

$P_C = \eta_m P_T$

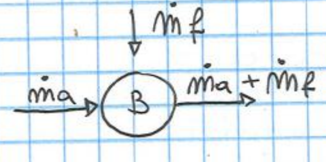
$\rightarrow$ Rendimento meccanico della trasmissione

$\eta_m = \eta_{mc} + \eta_{mt}$

$P_{C\,reale} = \frac{P_C}{\eta_{mc}}$ $\qquad$ $P_{T\,reale} = \eta_{mT} P_T$

$P_C = \dot m_a L_c$ $\qquad$ $P_T = (\dot m_a + \dot m_T) L_T$

• PORTATA DI COMBUSTIBILE



Per ricavare $\dot m f$ si utilizza il primo principio

$$\underbrace{\dot m_f H_i}_{\dot Q} = (\dot m_a + \dot m_f)\, h_3^\circ - \dot m_a h_2^\circ$$

$f = \frac{\dot m_f}{\dot m_a}$ $\qquad$ $f H_i = (1 + f)\, h_3^\circ - h_2^\circ$

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 17 di 70

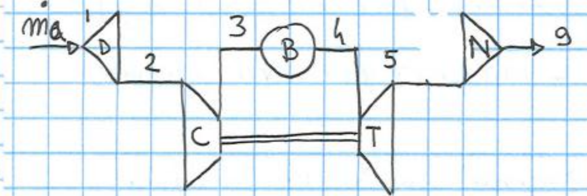
- RAMJET

Il ramjet è il propulsore più semplice basato sul ciclo J-B.
Non ha parti rotanti (compressore o turbina)

È un "tubo" → Il suo svantaggio maggiore è che non da spinta a punto fisso (un tubo che scalda un gas non spinge nulla)

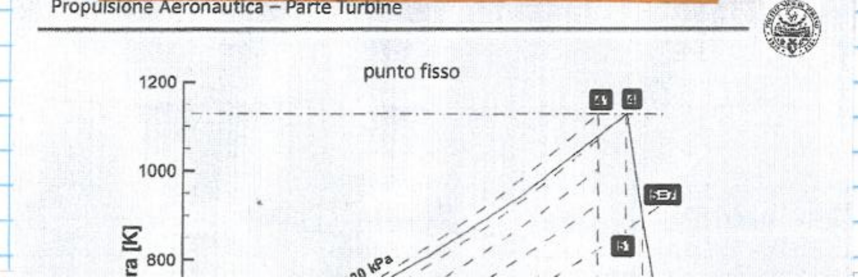
Viene utilizzato per voli ad alto numero di Mach.

- TURBOGETTO



I parametri di progetto sono $\beta_c = \frac{p^\circ_3}{p^\circ_2}$
e la T.I.T $= T^\circ_4 \to$ Max 1750°

Turbine inlet temperature



$T = \dot{m}_g u_g - \dot{m}_0 u_0 + A(P_9 - P_0)$

$\frac{T}{\dot{m}_0} = (1+f) u_g - u_0 + \frac{A(P_9 - P_0)}{\dot{m}_0}$ $\quad f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_0}$

I rendimenti del turbogetto sono:

- Perdita di pressione della presa d'aria $\varepsilon_d = \frac{P^\circ_2}{P^\circ_0}$

- Perdita di pressione dell'ugello $\varepsilon_n = \frac{P^\circ_9}{P^\circ_5}$

- Perdita di pressione nel combustore $\varepsilon_b = \frac{P^\circ_4}{P^\circ_3} \simeq 0{,}97$

- Rendimento adiabatico
  - Presa d'aria $\eta_{Ad} = \frac{h^\circ_{2'} - h_a}{h^\circ_2 - h_a}$
  - Compressore $\eta_{AC} = \frac{h^\circ_{3'} - h^\circ_2}{h^\circ_3 - h^\circ_2}$
  - Turbina $\eta_{AT} = \frac{h^\circ_4 - h^\circ_5}{h^\circ_4 - h^\circ_{5'}}$
  - ugello $\eta_{AN} = \frac{h^\circ_5 - h_9}{h^\circ_5 - h_{9'}}$

- EGT = T_9 Exaust gas temperature

- EPR = $\frac{P^\circ_9}{P^\circ_2}$ Engine pressure ratio

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 19 di 70

$$\eta_t = \frac{T^o_4 - T^o_5}{T^o_4 - T^o_{5'}} \rightarrow T^o_{5'}$$

$$\frac{p^o_4}{p^o_{5'}} = \left(\frac{T^o_4}{T^o_{5'}}\right)^{\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1}}$$

$$\rightarrow T^o_5 \ , \quad p^o_5 = p^o_{5'}$$

▫ UGELLO

$$h^o_5 = h^o_9 = c_p T_9 + \frac{U_9^2}{2}$$

$$U_e = U_9 = \sqrt{2 c_{pg} (T^o_5 - T_9)} = \sqrt{2 c_{pg} T^o_5 \left(1 - \frac{T_9}{T^o_5}\right)}$$

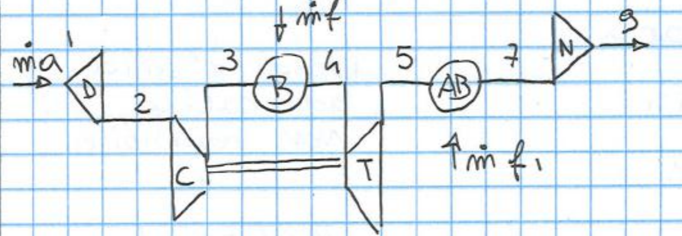
$$\eta_{am} = \frac{T^o_5 - T_9}{T^o_5 - T_{9'}}$$

$$U_9 = \sqrt{2 \eta_{am} c_{pg} T^o_5 \left[1 - \left(\frac{p_9}{p^o_5}\right)^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}}\right]}$$

$$U_e = U_9 = \sqrt{2 \eta_{am} c_{pg} T^o_5 \left[1 - \left(\frac{p_a}{p^o_5}\right)^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}}\right]}$$

ugello adattato

• TURBOGETTO CON POST COMBUSTORE



L'after burner è posizionato subito prima dell'ugello, quindi è possibile raggiungere T maggiori, in quanto non è presente il limite della T.I.T dopo l'AB

La combustione nell'AB utilizza le circa 35 parti d'aria non utilizzate dalla prima combustione, delle 50 introdotte.

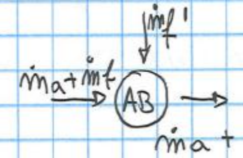
$$U_{9_{AB}} = U_e = \sqrt{2 c_{pg} \ \eta_{am} T^o_7 \left[1 - \left(\frac{p_9}{p^o_7}\right)^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}}\right]}$$

$$\rightarrow \frac{U_{9\,AB}}{U_9} = \sqrt{\frac{T^o_7}{T^o_5}}$$

La combustione non ideale provoca una perdita di pressione

$$p^o_7 = \varepsilon_b \, p^o_5$$

La portata di combustibile f' si trova con il primo principio della T.D



$$\dot m f' \, \eta_b \, H_f = \dot m e \, h^o_7 - (\dot m a + \dot m f) h^o_5$$

$$\dot m a + \dot m f + \dot m f' = \dot m e$$

$$f' = \frac{\dot m f'}{\dot m a}$$

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 21 di 70

- TURBOFAN A FLUSSI SEPARATI

Un primo stadio a bassa pressione (fan) divide il flusso in due parti:

- core flow: flusso caldo
- fan flow: flusso freddo

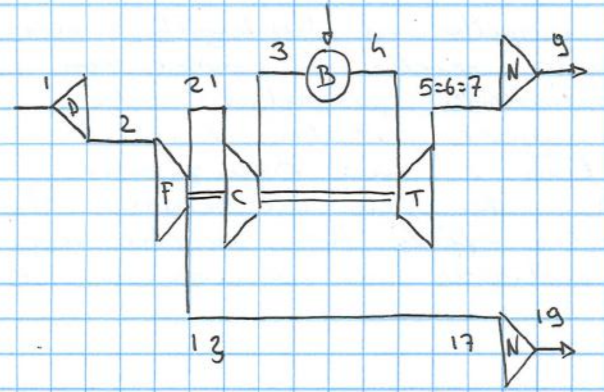
$$BPR = \frac{\dot m_{a2}}{\dot m_{a1}}$$

$\dot m_{a2} \to$ fan flow

$\dot m_{a1} \to$ core flow

$$\dot m_{a2} = \frac{BPR}{1+BPR}\,\dot m_a \qquad \dot m_{a2} = \frac{1}{1+BPR}\,\dot m_a$$

$$\dot m_a = \dot m_{a1} + \dot m_{a2}$$



Dati di progetto $BPR \quad \beta_c \quad \beta_f \quad T^\circ_4$

$$T = T_c + T_f$$

$$T_c = \dot m_{a1}\,(U_9 - U_\infty) \qquad T_f = \dot m_{a2}\,(U_{19} - U_\infty)$$

$$f = \frac{\dot m_f}{\dot m_{a1}}$$

$$T = (\dot m_{a1} + \dot m_f)(U_9 - U_\infty) + \dot m_{a2}(U_{19} - U_\infty) =$$

$$= \dot m_a\,[(1+f)U_9 + BPR\,U_{19}] - (1+BPR)\,U_\infty$$

$$\frac{T}{\dot m_a} = [(1+f)U_9 + BPR\,U_{19}] - (1+BPR)\,U_\infty$$

$$TSFC = \frac{\dot m_f}{T} = \frac{f}{[(1+f)U_9 + BPR\,U_{19}] - (1+BPR)U_9}$$

Il rendimento migliora con l'aumentare del BPR con conseguente diminuzione de TSFC

$$\eta_{TH} = \frac{P_U}{P_{TH}} = \frac{(1+f)\,U_9^2 + BPR\,U_{19}^2 - (1+BPR)\,U_\infty^2}{2\,H_i\,f}$$

$$\eta_P = \frac{P_P}{P_U} = \frac{T\cdot\frac{U_\infty}{\dot m_{a1}}}{\frac{P_U}{\dot m_{a1}}}$$

Propulsione Aeronautica – Parte Turbine

Il ciclo termodinamico

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 23 di 70

→ Bilancio dell'albero di bassa pressione

$$P_{LPT} = P_{LPC}$$

$$\frac{1}{\eta_{mf}} (\dot m_{a1} + \dot m_{a2}) c_{pa} (T^0_{21} - T^0_2) = \eta_{mT} (\dot m_{a1} + \dot m_f) c_{pg} (T^0_{41} - T^0_5)$$

$$T^0_5 = T^0_{41} - \frac{1}{\eta_{mf}\eta_{mT}} \frac{1}{1+f} \frac{c_{pa}}{c_{pg}} (T^0_{21} - T^0_2)$$

$$\eta_{aT} = \frac{T^0_{41} - T^0_5}{T^0_{41} - T^0_{5'}} \rightarrow T^0_{5'}$$

$$\frac{p^0_{5'}}{p^0_{41}} = \left(\frac{T^0_5}{T^0_{41}}\right)^{\frac{\gamma_g}{\gamma_g - 1}} \rightarrow p^0_5 = p^0_{5'}$$

→ Velocità di uscita dei gas caldi

$$U_e = U_g = \sqrt{2\eta_{am} c_{pg} T^0_5 \left[1 - \left(\frac{p_a}{p^0_5}\right)^{\frac{\gamma_g - 1}{\gamma_g}}\right]}$$

$$\eta_{am} = \frac{T^0_5 - T_g}{T^0_5 - T_{g'}}$$

→ Prestazioni

$$\frac{T}{\dot m_a} = \left[(1+f) U_g + BPR\, U_{1g}\right] - (1+BPR) U_\infty$$

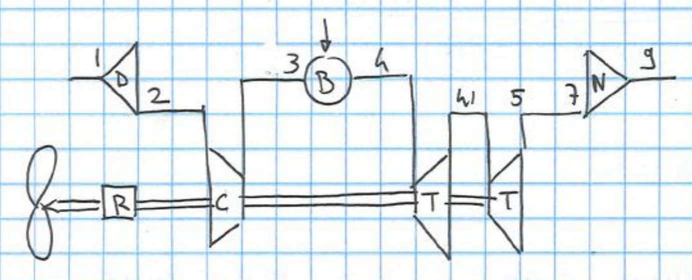
$$TSFC = \frac{\dot m_f}{T} = \frac{f}{\left[(1+f) U_g + BPR\, U_{1g}\right] - (1+BPR) U_\infty}$$

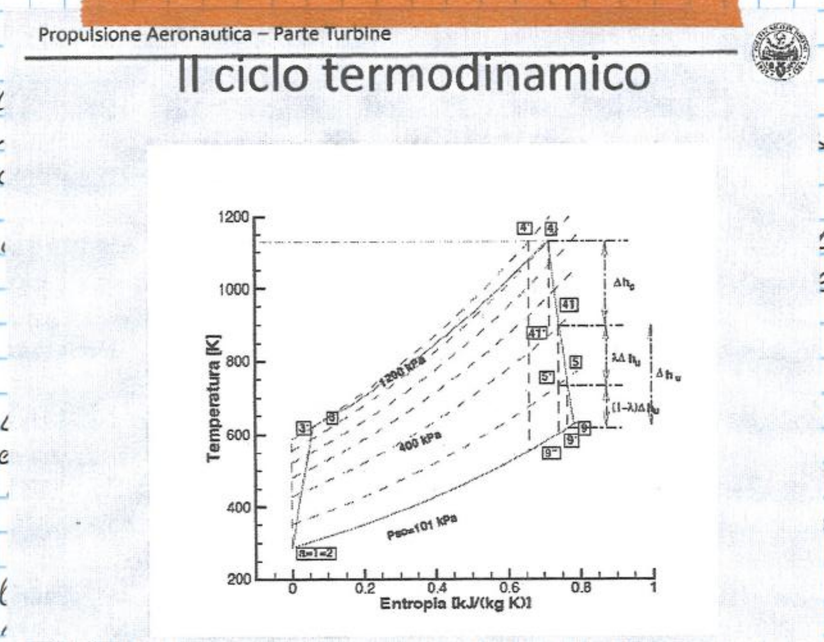
$$\eta_{TH} = \frac{(1+f) U_g^2 + BPR\, U_{1g}^2 - (1+BPR) U_\infty^2}{2 f H_i}$$

$$\eta_P = \frac{2U_\infty \left[(1+f) U_g + BPR\, U_{1g} - (1+BPR) U_\infty\right]}{(1+f) U_g^2 + BPR\, U_{1g}^2 - (1+BPR) U_\infty^2}$$

$$\eta_o = \eta_{TH}\, \eta_P$$

• TURBOELICA – TURBOALBERO





$T \propto \dot{m}_a (U_w - U_\infty)$

La potenza propulsiva è data dalla somma della potenza propulsiva del getto e quella dell'elica

$P_{P_{TE}} = P_{P_E} + P_{P_J}$ con $P_{P_J} = \dot{m}_a [(1+f) U_g - U_\infty]$

$U_g = \sqrt{2(h^o_5 - h^o_9)}$

$P_{Pe} = \eta_e P_{axE}$

$P_{axe} = \eta_R P_{TL}$

$P_{TL} = \dot{m} L_{TL} = (\dot{m}_a + \dot{m}_f)(h^o_{45} - h^o_5)$

TSFC diventa $BSFC = \frac{\dot{m}_f}{P_{axe}}$

Brake specific fuel consumption

E BSFC (Equivalent BSFC)

$= \frac{\dot{m}_f}{P_P} = \frac{\dot{m}_f}{P_{P_{axe}} + P_{P_J}}$

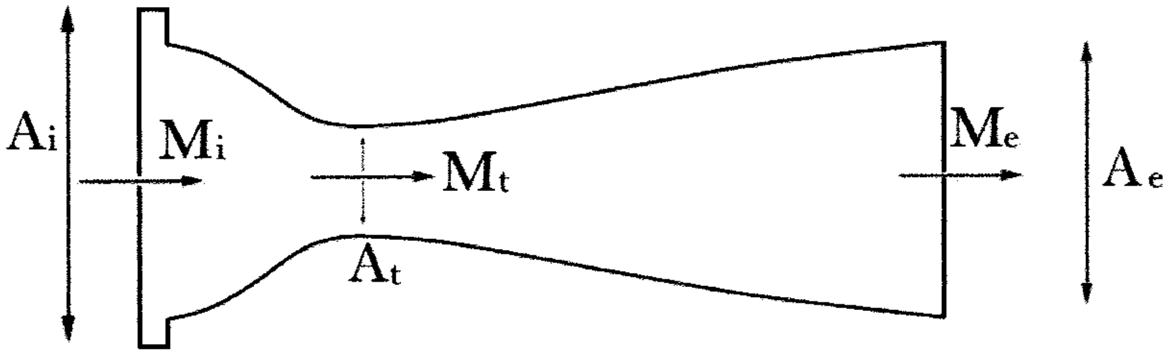
↳ Vale o a punto fisso

Variando il punto 5 posso decidere come ripartire tutta la potenza tra elica e getto

© Proprietà riservata dell'autore - Digitalizzazione e distribuzione a cura del CENTRO APPUNTI - Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino / Pagina 27 di 70

Marianna Bastianelli

Prima esercitazione di turbomacchine, 20-10-2015



L'obiettivo dell'esercitazione è quello di calcolare l'area della sezione d'uscita di un condotto convergente-divergente tale da ottenere un valore di $M_e = 2$ in uscita.

Supponendo che tutte le reazioni all'interno dell'ugello avvengano isentropicamente e adiabaticamente, è possibile supporre costanti sia la pressione che la temperatura d'arresto. Per calcolare la pressione statica che avrà l'ugello sull'uscita A_e è possibile utilizzare la relazione della pressione totale:

$$p^0 = p_e\left(1+\frac{\gamma-1}{2}M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \rightarrow p_e = \frac{p^0}{\left(1+\frac{\gamma-1}{2}M_e^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \rightarrow p_e = 12949{,}335\ Pa = 0.1278\ atm$$

Dall'equazione di conservazione della massa si nota che le portate in entrata, in gola e in uscita dell'ugello sono identiche:

$$\dot{m}_i = \dot{m}_t = \dot{m}_e$$

Considerando la formula della portata in massa in funzione del Mach:

$$\frac{p^0 A_i}{\sqrt{R^* T^0}} f(M_i) = \frac{p^0 A_t}{\sqrt{R^* T^0}} f(M_t) = \frac{p^0 A_e}{\sqrt{R^* T^0}} f(M_e)$$

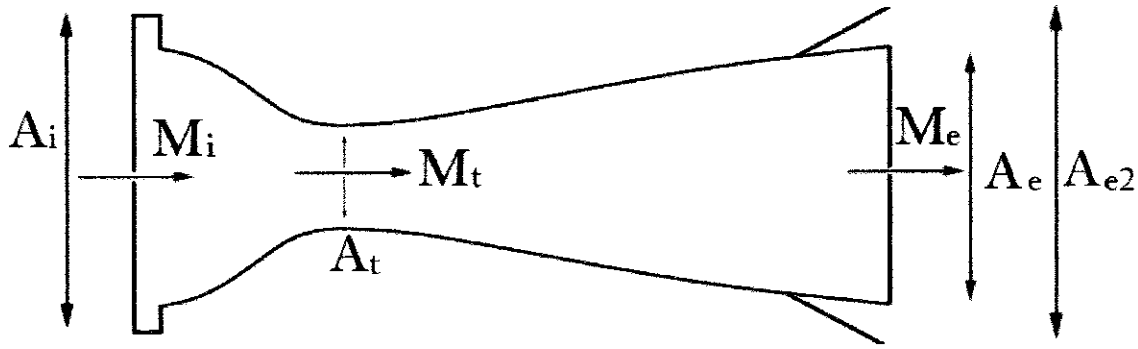
In cui:

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

Semplificando i termini p^0 e $\sqrt{R^* T^0}$ riducendo l'uguaglianza tra gola e uscita:

$$A_t f(M_t) = A_e f(M_e)$$

Seconda esercitazione di turbomacchine, 20-10-2015



Trovare le sezioni d'ingresso di gola e di uscita in modo tale da avere adattamento dell'ugello a $z = 0$ e $z = 10000m$ date:

- temperatura e pressioni totali in entrata dell'ugello $T_i^0 = 2000K$ e $P_i^0 = 3 \cdot 10^5 Pa$;
- la portata d'aria in entrata $\dot{m} = 120 \frac{kg}{s}$;
- il mach di entrata nel convergente $M_i = 0.2$;
- ugello critico ($M_t = 1$);
- pressione al livello del mare e alla quota richiesta, rispettivamente:

  $p_{SL} = 101325\ Pa$

  $p_{(10km)} = 0.2615 \cdot 10^5\ Pa$

Considerando che i velivoli militari, in genere, sono dotati di ugelli a sezione d'uscita variabile, ci si aspettano due soluzioni.

È possibile calcolare la sezione partendo dall'equazione per la portata:

$$\dot{m} = \frac{p^0 A_i}{\sqrt{R^* T^0}} f(M_i)$$

Ottendendo:

$$A_i = \frac{\dot{m}\sqrt{R^* T^0}}{p^0 f(M_i)}.$$

Si calcola:

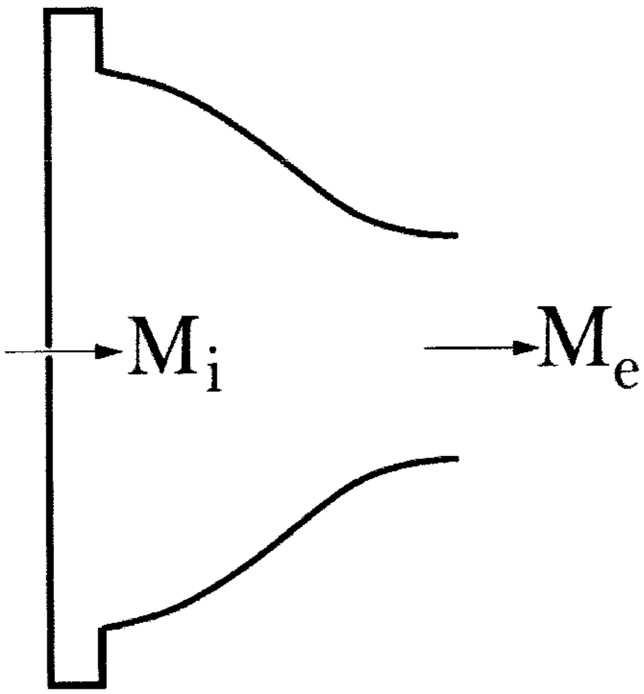
$$f(M_i) = f(0.2) = \frac{\gamma\sqrt{M}}{(1+\frac{\gamma-1}{2}M^2)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} = 0.231$$

Terza esercitazione di turbomacchine, 27-10-2015

Dato un ugello convergente critico, è richiesto richiesto di calcolare la spinta, il rendimento termodinamico, propulsivo e globale in condizioni di decollo e di crociera.

Dell'ugello sono note le seguenti caratteristiche:

- $\dot{m}_{aSL} = 70 \frac{kg}{s}$
- $A_e = 0.29\, m^2$
- $T_e = 1000\, K$
- $H_i = 43 \frac{MJ}{kg}$
- $f = 0.02$



Sono noti i seguenti dati al livello del mare:

- $M_\infty = 0$
- $p_{SL} = 101325\, Pa$
- $\rho_{SL} = 1.225\, kg/m^3$
- $T_{SL} = 288.15\, K$

E alla quota di 9000 m:

- $M_\infty = 0.85$
- $p_z = 30800\, Pa$
- $\rho_z = 0.467\, kg/m^3$
- $T_z = 229.73\, K$

Data la formula della spinta:

$$T = \dot{m}_e u_e - \dot{m}_a u_\infty + A_e(p_e - p_\infty)$$

È noto che nelle condizioni di decollo, la velocità u_∞ è nulla.

Essendo l'ugello critico, $M_e = 1$, è possibile ricavare la velocità:

$$u_e = c_e = \sqrt{\gamma R^* T_e} = 617.83\ {}^{m}/_{s}$$

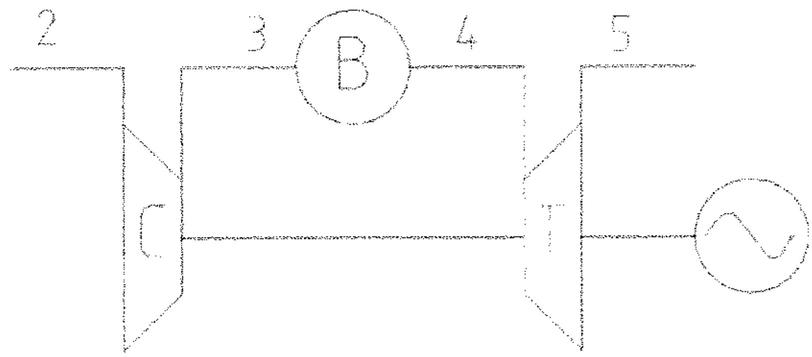
Noto il rapporto di miscelazione f è possibile calcolare:

$$\dot{m}_e = \dot{m}_a(1 + f) = 71.4 \frac{kg}{s}$$

Si ricava ρ_e dall'equzione di conservazione della massa:

$$\dot{m}_e = A_e u_e \rho_e \rightarrow \rho_e = \frac{\dot{m}_e}{A_e u_e} = 0.399 \frac{kg}{m^3}$$

Quarta esercitazione di turbomacchine, 3-11-2015



È richiesto di trovare la potenza utile, il rendimento, il consumo specifico e il grafico di funzionamento di un motore a turbina (ideale) adattato per l'uso navale, dati i seguenti valori:

- $\beta_c = 29.5$
- $\dot{m}_a = 72.2\frac{kg}{s}$
- $H_i = 43\frac{MJ}{kg}$
- $T_2^o = 288.5\,K,\ p_2^0 = 101325\,Pa$
- $T_4^o = 1623\,K$

Calcolo del rendimento del motore nella sua forma ideale:

$$\eta_{TH} = 1 - \frac{1}{\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} = 0.62$$

I punti del ciclo termodinamico sono ricavati partendo dal compressore. Il valore di pressione dopo di esso scenderà di un valore pari al rapporto di compressione β_c:

$$p_3^o = \beta_c p_2^o = 2'989'087{,}5\,Pa$$

La T_3^0 invece varierà secondo la legge isentropica, quindi è possibile scrivere:

$$\frac{T^{o\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{p^o} = cost. \ \rightarrow \frac{T_3^0}{T_2^0} = \left(\frac{P_3^0}{P_2^0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad ma \quad \frac{p_3^0}{p_2^0} = \beta_c \ \rightarrow \ T_3^o = T_2^o(\beta_c)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 757.82\,K$$

Considerando ora il bruciatore e facendo un bilancio dell'energia tramite il primo principio della termodinamica $q + l = \Delta h^0$ con $l = 0$, per cui:

$$\dot{m}_f H_i = (\dot{m}_f + \dot{m}_a)h_4^o - \dot{m}_a h_3^o \ \rightarrow \ \dot{m}_f H_i = (\dot{m}_f + \dot{m}_a)h_4^o - \dot{m}_a h_3^o \ \rightarrow \ f = \frac{h_4^o - h_3^o}{H_i - h_4^o} = 0.021$$

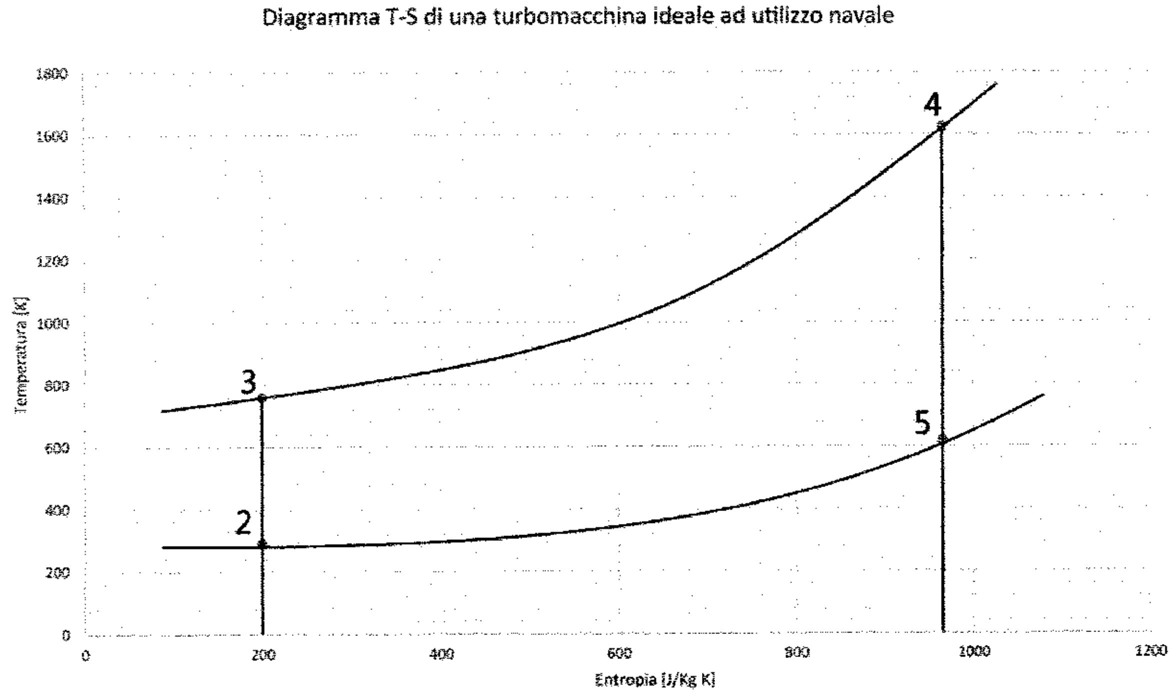


Diagramma T-S di una turbomacchina ideale ad utilizzo navale
Temperatura [K]
Entropia [J/Kg K]
0
200
400
600
800
1000
1200
1400
1600
1800
2
3
4
5

Con il bilancio di energia in camera di combustione si trova il rapporto di miscela f:

$$\dot{m}_a h_3^o + \eta_b H_i \dot{m}_f = \dot{m}_a(1+f)h_4^o \implies f = \frac{h_4^o - h_3^o}{\eta_b H_i - h_4^o} = 0.019$$

Da cui si ricava il consumo di carburante:

$$\dot{m}_f = \dot{m}_a f = 1.372 \frac{kg}{s}$$

Ora viene calcolata la potenza utile, considerando che nel compressore e nella turbina si hanno due portate diverse (nel compressore c'è solo aria, nella turbina anche i gas combusti in uscita dal bruciatore), per cui:

$$P_u = \dot{m}_a L_u = \dot{m}_a\big((1+f)L_T - L_C\big)$$

$$P_u = \dot{m}_a[(1+f)(h_4^o - h_5^o) - (h_3^o - h_2^o)] = 26'605'181\ W = 26.6\ MW$$

Il rendimento utile è possibile calcolarlo facilmente tramite il seguente rapporto:

$$\eta_{TH} = \frac{P_u}{P_{th}} = \frac{P_u}{\dot{m}_f H_i} = 0.451 < \eta_{th_{ideale}} = 0.62$$

Data la densità del combustibile, la portata utilizzata dal motore in un'ora e il suo costo al litro è possibile calcolare il costo orario:

$$\left[\frac{€}{h}\right] = \left[\frac{€}{dm^3}\right] \cdot \left[\frac{dm^3}{kg}\right] \cdot \left[\frac{kg}{h}\right] \implies costo\ orario = costo\ volumico \cdot \frac{1}{\rho} \cdot \dot{m}_f = 7056 \frac{€}{h}$$

Il costo per Kilowattora si trova analogamente:

$$\frac{€}{Kwh} = \frac{€}{h} \cdot \frac{1}{P_u} = 0.27 \frac{€}{kWh}$$

Il consumo specifico:

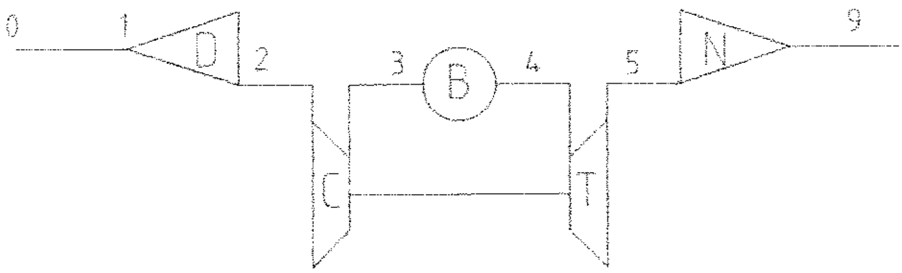
$$SFC = \frac{\dot{m}_f}{P_u} = 9.77 \frac{kg}{kWh}$$

Sesta esercitazione di turbomacchine, 24-11-2015

Studio delle prestazioni di un turbogetto semplice, modello P&W J57B.

Condizioni di volo:

- $M_\infty = 0.8;$
- $z = 12\ km;$
- $T_\infty = 216.65\ K;$
- $p_\infty = 19'400\ Pa.$



Condizioni di progetto:

- $\beta_c = 11.34;$
- $T_4^o = 1127\ K;$
- $\eta_{AC} = 0.85;$
- $\eta_{AT} = 0.9;$
- $\eta_{AN} = 0.9;$
- $\epsilon_d = 0.97;$
- $\eta_b = 0.99;$
- $H_i = 43\frac{MJ}{kg};$
- $\eta_M = 1;$
- $\epsilon_b = 0.98.$

Le proprietà termodinamiche dell'aria cambieranno in base alla presenza dei gas combusti:

- $\gamma_A = 1.4;$
- $R_A^* = 287\frac{J}{kg\cdot K};$
- $c_{pA} = 1005\frac{J}{kg\cdot K};$
- $\gamma_G = 1.33;$
- $R_G^* = 282.5\frac{J}{kg\cdot K};$
- $c_{pG} = 1130\frac{J}{kg\cdot K}$

Da determinare i punti del ciclo, EPR, la spinta specifica, il consumo specifico, i vari rendimenti, il M_e e la spinta.

Ricaviamo innanzitutto la pressione e la temperatura totali tramite lerelazioni isentropiche:

$$p_0^o = p_0\left(1+\frac{\gamma-1}{2}M_0^2\right)^{\frac{\gamma_A}{\gamma_A-1}} = 29'572.2\ Pa \qquad T_0^o = T_0\left(1+\frac{\gamma-1}{2}M_0^2\right) = 244.38\ K$$

Dalla relazione isentropica si ricava p_5^0 (ricordando che si ha a che fare anche con i gas combusti, si varia γ in γ_g):

$$p_5^o = p_4^o \left(\frac{T_{5is}^o}{T_4^o}\right)^{\frac{\gamma_G}{\gamma_G - 1}} = 98'870.61\, Pa$$

Si definisce l'EPR come Engine Pressure Ratio, ovvero il rapporto di pressione all'uscita dalla turbina e all'entrata nel compressore:

$$EPR = \frac{p_5^o}{p_2^o} = 3.93$$

Utilizzando il rendimento adiabatico dell'ugello è possibile ricavare u_9:

$$\eta_{AN} = \frac{h_5^o - h_9}{h_5^o - h_{9is}} = \frac{T_5^o - T_9}{T_5^o - T_{9is}} \quad \Longrightarrow \quad T_5^0 - T_9^o = \eta_{AN}(T_5^o - T_{9is})$$

$$h_9^o = h_5^o = h_9 + \frac{u_9^2}{2} \quad \Longrightarrow \quad u_9 = \sqrt{2c_{p_{gas}}(T_5^0 - T_9)} = \sqrt{2c_{p_{gas}}\eta_{an}(T_5^0 - T_{9is})}$$

T_5^0 è nota:

$$T_{9is} = T_5^o \left(\frac{p_9}{p_5^o}\right)^{\frac{\gamma_G - 1}{\gamma_G}} = 581.46\, K$$

Per cui:

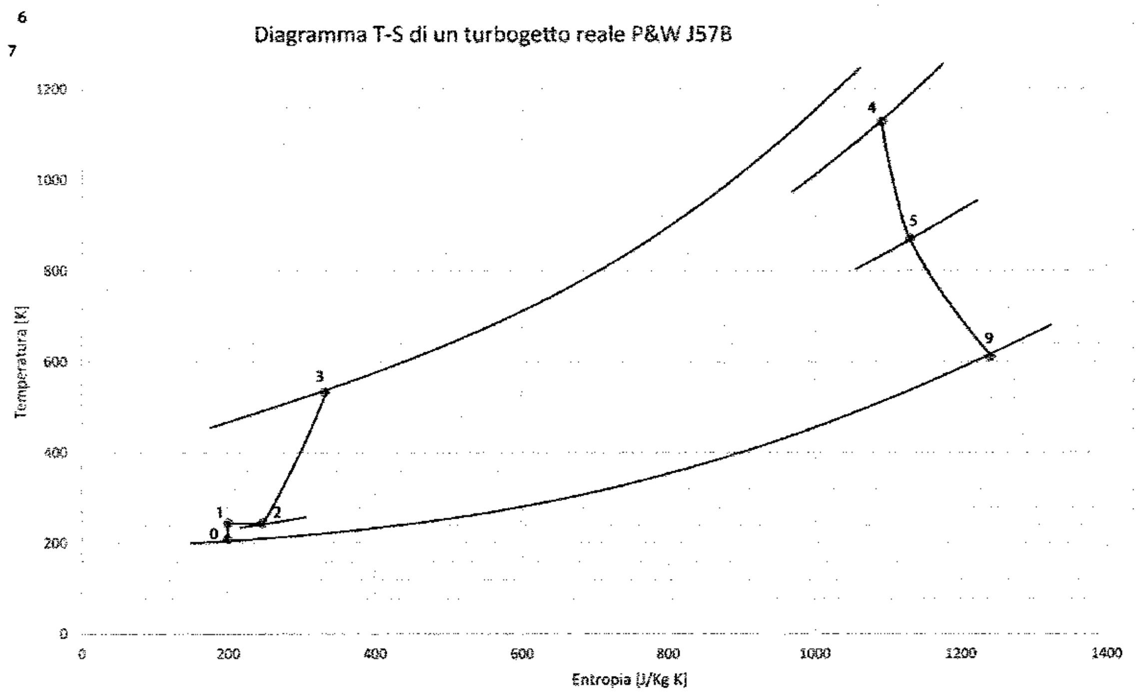
$$u_9 = 767.30 \frac{m}{s}$$

Si ricava la T_9 dalla formula di η_{an}:

$$T_9 = T_5^0 - \eta_{an}\left(T_5^0 - T_{9is}\right) = 610.41\, K$$

Si ricava il Mach di uscita:

$$M_9 = \frac{u_9}{c_9} = \frac{767.30}{\sqrt{\gamma_G R_G^* T_9}} = 1.6$$


6
7
Diagramma T-S di un turbogetto reale P&W J57B
Temperatura [K]
Entropia [J/Kg K]
0
1
2
3
4
5
9
0
200
400
600
800
1000
1200
1400

$$T_9 = T_7^0[1 - \eta_{AN}(T_7^0 - T_{9is})] = 1'128.63\ K$$

Da cui si ricava il Mach di uscita:

$$M_{9ab} = \frac{u_{9ab}}{\sqrt{\gamma_G R_G^* T_9}} = 1.58$$

Calcolo della spinta specifica e assoluta:

$$\frac{T}{\dot{m}_a} = (1 + f + f_{ab})u_{9ab} - u_\infty = 831.78\frac{N \cdot s}{kg} \quad \Rightarrow \quad T = \frac{T}{\dot{m}_a} \cdot \dot{m}_a = 20'220.15\ N$$

Si ottengono i consumi di combustibile per il caso DRY:

$$\dot{m}_f = f\dot{m}_a = 1557.78\frac{kg}{h}$$

E per il caso WET:

$$\dot{m}_f + \dot{m}_{fab} = (f + f_{ab})\dot{m}_a = 3308.10\frac{kg}{h}$$

Il consumo specifico vale:

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f + \dot{m}_{fab}}{T} = 4.545 \cdot 10^{-5}\frac{kg}{N \cdot s} = 163.60\frac{kg}{kN \cdot s}$$

E i tre rendimenti:

$$\eta_{TH} = \frac{P_u}{(\dot{m}_f + \dot{m}_{fab})H_i} = \frac{(1 + f + f_{ab})u_9^2 - u_\infty^2}{2(f + f_{ab})H_i} = 0.322$$

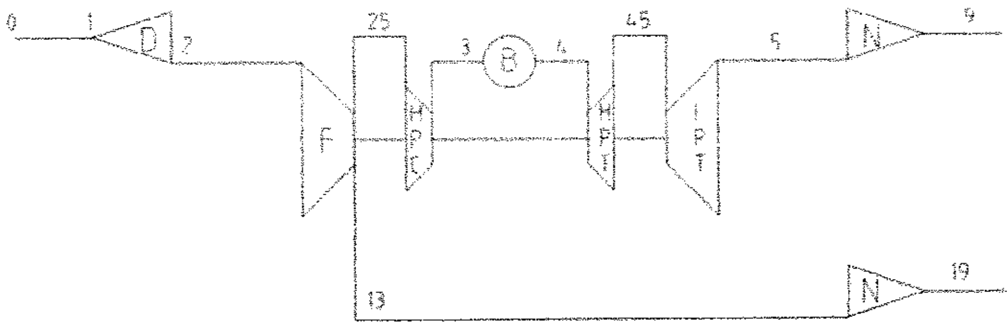
$$\eta_p = \frac{T \cdot u_\infty}{P_u} = \frac{[(\dot{m}_a + \dot{m}_f + \dot{m}_{fab})u_9 - \dot{m}_a u_\infty]u_\infty}{\frac{1}{2}\dot{m}_a((1 + f + f_{ab})u_9^2 - u_\infty^2)} = \frac{2u_\infty[(1 + f + f_{ab})u_9 - u_\infty]}{(1 + f + f_{ab})u_9^2 - u_\infty^2} = 0.380$$

$$\eta_u = \eta_{TH} \cdot \eta_p = 0.112$$

Ottava esercitazione di turbomacchine, 15-12-2015

Studio del turbofan GE90 in condizione di crociera, vengono forniti i seguenti dati:

- $M_\infty = 0.85$,
- $z = 35'000\,ft$,
- $p_\infty = 0.239\,bar$,
- $T_\infty = 218.82\,K$,
- $OPR = 40.44$,
- $T_4^o = 1380\,K$,
- $\beta_f = 1.65$,
- $BPR = 8.1$,
- $H_i = 43\frac{MJ}{kg}$,
- $\dot{m}_{SLS} = 576\frac{kg}{s}$



Dati di funzionamento:

- $\epsilon_d = 0.98$,
- $\eta_{AF} = \eta_{AC} = 0.87$,
- $\eta_b = 0.99$,
- $\epsilon_b = 0.95$,
- $\eta_{ATHP} = \eta_{ATLP} = 0.94$,
- $\eta_{AN} = 0.95$.

L'obiettivo è ottenere i vari punti del ciclo, la spinta specifica, il TSFC, i vari rendimenti, la spinta, i Mach di uscita dai due ugelli, l'EPR, il consumo di combustibile e il consumo di combustibile totale di 4 motori al 75% di potenza.

Si inzia ricavando le grandezze totali.

Nei punti 0, 1 e 2 le temperature totali si conservano, trovandosi in condizioni adiabatiche:

$$T_0^o = T_1^o = T_2^o = T_\infty\left(1 + \frac{\gamma_A - 1}{2}M_\infty^2\right) = 250.44\,K$$

La pressione totale rimane costante tra 0 e 1, mentre invece cala fino al punto 2:

$$p_0^o = p_1^o = p_\infty\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2}M_\infty^2\right)^{\frac{\gamma_A}{\gamma_A - 1}} = 38'331.27\,Pa$$

Si trova quindi il valore di

$$T_{45}^o = T_4^o - \frac{c_{pA}}{c_{pG}} \frac{T_3^o - T_{25}^o}{1+f} = 937.75\ K$$

Sfruttiamo il rendimento adiabatico di turbina si ottiene:

$$\eta_{ATHP} = \frac{h_4^o - h_{45}^o}{h_4^o - h_{45IS}^o} \quad \Rightarrow \quad T_{45IS}^o = T_4^o - \frac{T_4^o - T_{45}^o}{\eta_{ATHP}} = 909.52\ K$$

$$p_{45}^o = p_4^o \left(\frac{T_{45IS}^o}{T_4^o} \right)^{\frac{\gamma_G}{\gamma_G - 1}} = 271'958.67\ Pa$$

Analogamente, per la turbina di bassa pressione:

$$P_{TLP} = P_F \quad \Rightarrow \quad (1+f)(h_{45}^o - h_5^o) = (1+BPR)(h_{25}^o - h_2^o) \Rightarrow T_5^o = T_{45}^o - \frac{1+BPR}{1+f}\frac{c_{pA}}{c_{pG}}(T_{25}^o - T_2^o) = 585.71\ K$$

$$T_{5IS}^o = T_{45}^o - \frac{T_{45}^o - T_5^o}{\eta_{ATLP}} = 563.24\ K$$

$$p_5^o = p_{45}^o \left(\frac{T_{5IS}^o}{T_{45}^o} \right)^{\frac{\gamma_G}{\gamma_G - 1}} = 34'851.36\ Pa$$

Considerando che l'ugello è adabatico (l'entalpia totale si conserva), si ricava il valore della velocità u_9 di uscita del flusso caldo:

$$h_9^o = h_5^o = h_9 + \frac{u_9^2}{2}$$

$$u_9 = \sqrt{2c_{pG}(T_5^o - T_9)} = \sqrt{2c_{pG}\eta_{AN}T_5^o\left(1 - \frac{T_{9IS}}{T_5^o}\right)} = 336.28\frac{m}{s}$$

$$T_9 = T_9^o - \frac{u_9^2}{2c_{pG}} = 535.67\ K$$

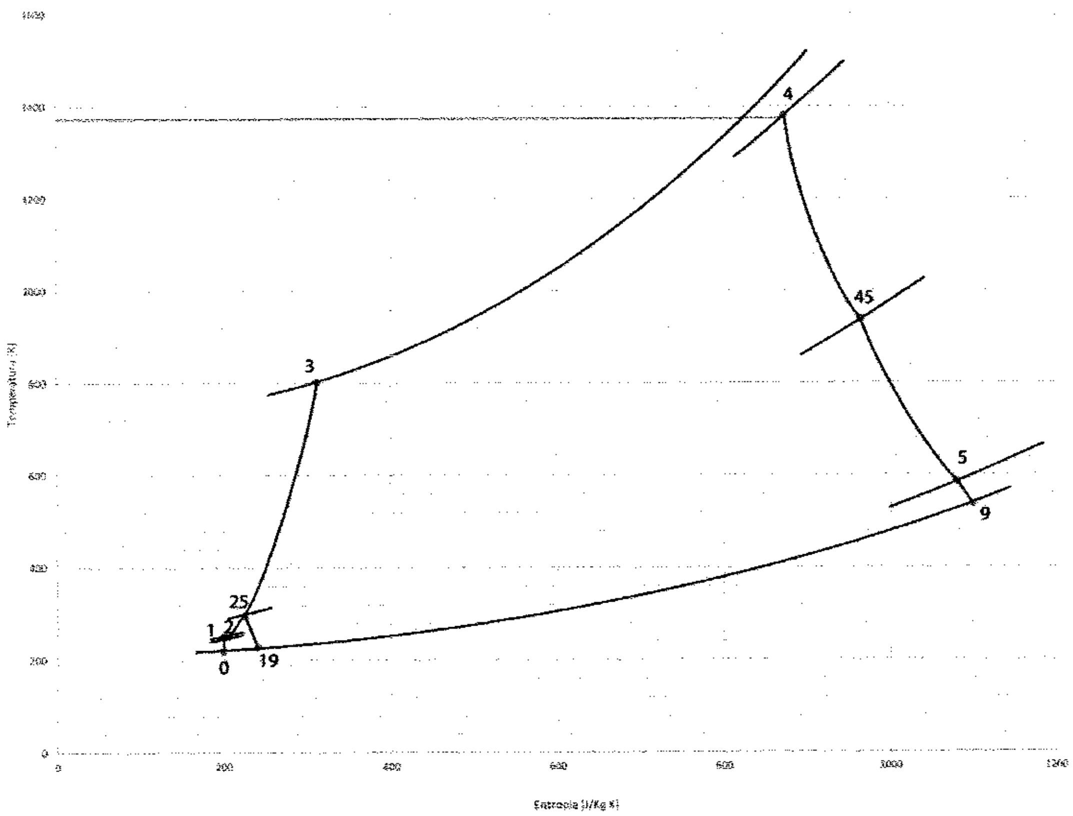
È possibile così trovare il Mach di uscita:

$$M_9 = \frac{u_9}{\sqrt{\gamma_G R_G^* T_9}} = 0.75$$

Si eseguono gli stessi calcoli con il flusso freddo (ricordando di riutilizzare le costanti dei gas dell'aria pulita):

$$h_{19}^o = h_{13}^o = h_{19} + \frac{u_{19}^2}{2}$$

Diagramma T-S di un fan a flussi separati (Modello GE90)



$$T^o_{25IS} = T^o_2 (FPR)^{\frac{\gamma_A - 1}{\gamma_A}} = 328.38\,K$$

$$\eta_{AF} = \frac{h^o_{25IS} - h^o_2}{h^o_{25} - h^o_2} \Rightarrow T^o_{25} = T^o_2 + \frac{T^o_{25IS} - T^o_2}{\eta_{AF}} = 334.39\,K$$

E del compressore di alta pressione:

$$p^o_3 = OPR\, p^o_2 = 3'968'961\,Pa$$

$$T^o_{3IS} = T^o_{25}\left(\frac{OPR}{FPR}\right)^{\frac{\gamma_A - 1}{\gamma_A}} = 841.65\,K \implies \eta_{AF} = \frac{h^o_{3IS} - h^o_{25}}{h^o_3 - h^o_{25}} \Rightarrow T^o_3 = T^o_{25} + \frac{T^o_{3IS} - T^o_{25}}{\eta_{AF}} = 917.44\,K$$

Analisi della perdita di pressione del bruciatore e valutazione del rapporto di miscela f:

$$p^o_4 = \epsilon_b p^o_3 = 3'770'512.95\,Pa$$

$$h^o_3 + f\eta_b H_i = (1+f)h^o_4 \Rightarrow f = \frac{h^o_4 - h^o_3}{\eta_b H_i - h^o_4} = 0.019$$

Studio della turbina di alta pressione con l'equivalenza di potenza:

$$P_{THP} = P_{CHP} \Rightarrow \dot{m}_{a1}(1+f)(h^o_4 - h^o_{45}) = (h^o_3 - h^o_{25})$$

$$T^o_{45} = T^o_4 - \frac{c_{pA}}{c_{pG}}\frac{T^o_3 - T^o_{25}}{1+f} = 1'083.12\,K \implies T^o_{45IS} = T^o_4 - \frac{T^o_4 - T^o_{45}}{\eta_{ATHP}} = 1'050.64\,K$$

$$p^o_{45} = p^o_4\left(\frac{T^o_{45IS}}{T^o_4}\right)^{\frac{\gamma_G}{\gamma_G - 1}} = 714'334.95\,Pa$$

Studio della turbina di bassa pressione con l'equivalenza di potenza:

$$P_{TLP} = P_F \Rightarrow \dot{m}_{a1}(1+f)(h^o_{45} - h^o_5) = (1+BPR)(h^o_{35} - h^o_2) \Rightarrow T^o_5 = T^o_{45} - \frac{1+BPR}{1+f}\frac{c_{pA}}{c_{pG}}(T^o_{25} - T^o_2) = 703.75\,K$$

$$T^o_{5IS} = T^o_{45} - \frac{T^o_{45} - T^o_5}{\eta_{ATLP}} = 679.53\,K \implies p^o_5 = p^o_{45}\left(\frac{T^o_{5IS}}{T^o_{45}}\right)^{\frac{\gamma_G}{\gamma_G - 1}} = 110'515.23\,Pa$$

La spinta specifica e i vari rendimenti (ricordando che $u_\infty = 0$):

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{T} = 7.65 \cdot 10^{-6} \frac{kg}{N \cdot s} = 7.65 \frac{mg}{N \cdot s}$$

$$\eta_{TH} = \frac{P_u}{P_{th}} = \frac{(1+f)u_9^2 + BPR\, u_{19}^2 - (1+BPR)u_\infty^2}{2fH_i} = 0.41$$

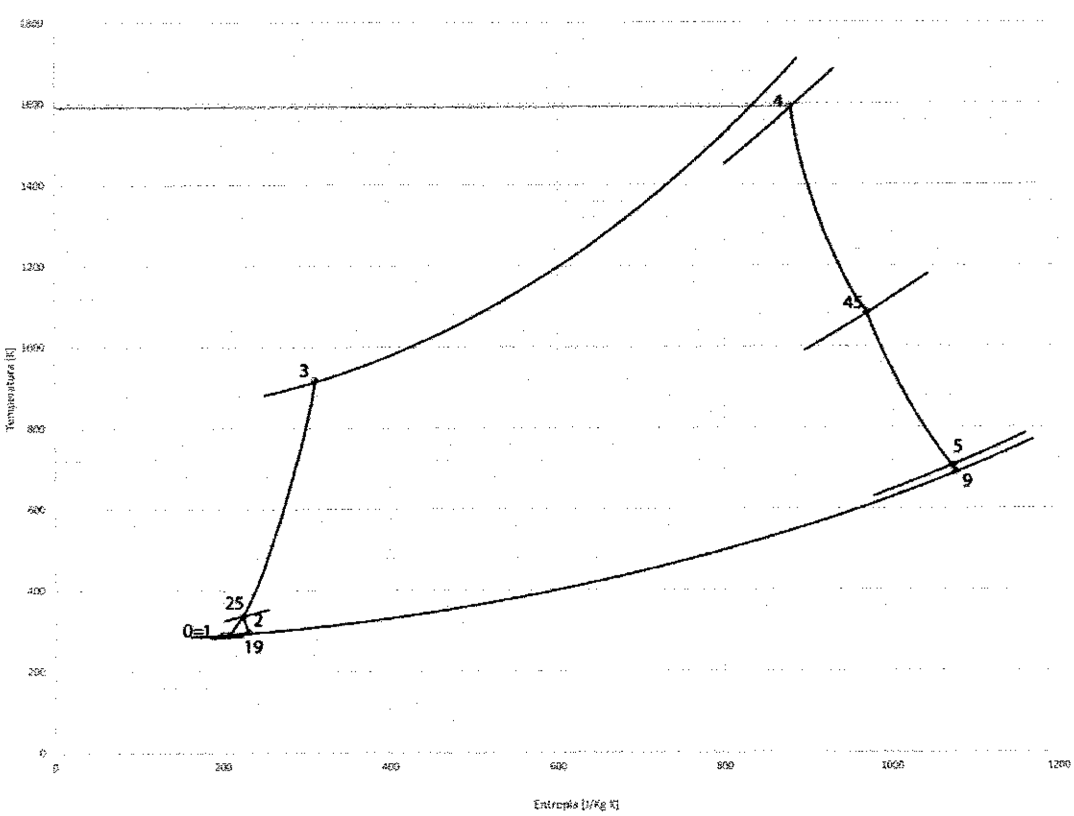
$$\eta_P = 0$$

$$\eta_o = 0$$

Ed infine il valore dell'engine pressure ratio:

$$EPR = \frac{p_5^o}{p_2^o} = 1.11$$

Diagramma T-S di un turbofan a flussi separati (Modello GE90) al decollo



Dal rendimento adiabatico di compressione si ricava la temperatura totale di uscita dal fan:

$$\eta_{AF} = \frac{T^o_{25IS} - T^o_2}{T^o_{25} - T^o_2} \Rightarrow T^o_{25} = T^o_2 + \frac{T^o_{25IS} - T^o_2}{\eta_{AF}} = 445.58\ K$$

Studio del compressore di alta pressione:

$$p^o_3 = OPR\ p^o_2 = 2'957'068.8\ Pa$$

$$T^o_{3IS} = T^o_{25}\left(\frac{OPR}{FPR}\right)^{\frac{\gamma_A - 1}{\gamma_A}} = 804.14\ K$$

$$T^o_3 = T^o_{25} + \frac{T^o_{3IS} - T^o_{25}}{\eta_{AF}} = 857.72\ K$$

Il bruciatore avrà una perdita di pressione totale proporzionale a ϵ_b:

$$p^o_4 = \epsilon_b p^o_3 = 2'897'927.42\ Pa$$

Si determina il coefficiente di miscela dal primo principio della termodinamica, ottenendo:

$$f = \frac{h^o_4 - h^o_3}{\eta_b H_i - h^o_4} = 0.02477$$

Analisi dello spool di alta pressione per trovare pressione e temperatura totale all'uscita dalla THP:

$$\frac{P_{HPT}}{\dot{m}_{a1}} = \frac{P_{HPC}}{\dot{m}_{a1}} \Rightarrow (1+f)(h^o_4 - h^o_{45}) = (h^o_3 - h^o_{25}) \quad \Rightarrow \quad T^o_{45} = T^o_4 - \frac{c_{pA}}{c_{pG}}\frac{T^o_3 - T^o_{25}}{1+f} = 1'133.41\ K$$

$$T^o_{45IS} = T^o_4 - \eta_{ATHP}(T^o_4 - T^o_{45}) = 1'166.40\ K$$

$$p^o_{45} = p^o_4\left(\frac{T^o_{45IS}}{T^o_4}\right)^{\frac{\gamma_G}{\gamma_G - 1}} = 1'058'728.13\ Pa$$

Analisi analoga per lo spool di bassa pressione:

$$\frac{P_{LPT}}{\dot{m}_{a1}} = \frac{P_F}{\dot{m}_a} \Rightarrow (1+f)(h^o_{45} - h^o_5) = (1+BPR)(h^o_{25} - h^o_2) \quad \Rightarrow \quad T^o_5 = T^o_{45} - \frac{1+BPR}{1+f}\frac{c_{pA}}{c_{pG}}(T^o_{25} - T^o_2) = 884.24\ K$$

Consumo specifico:

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{T} = 17.18 \cdot 10^{-6} \frac{kg}{N \cdot s}$$

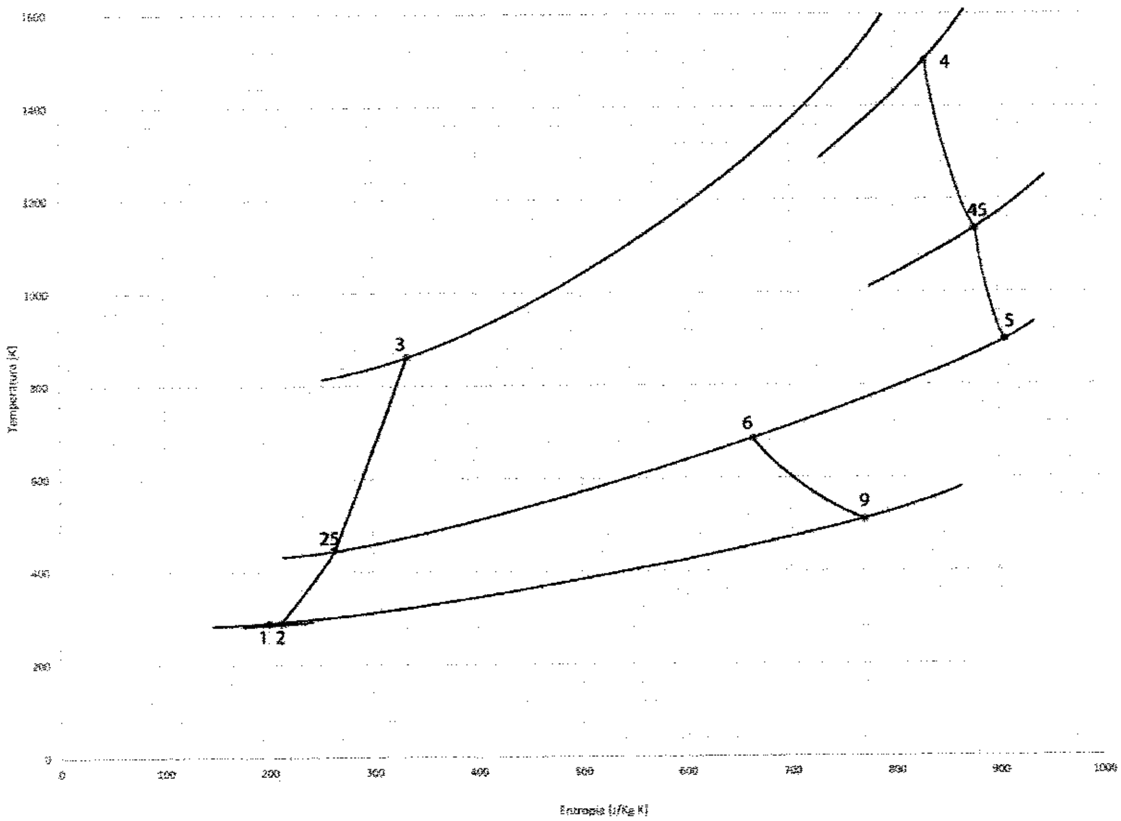
Rendimenti:

$$\eta_{TH} = \frac{P_u}{P_{th}} = \frac{(1+BPR+f)u_9^2 - (1+BPR)u_{\infty}^2}{2fH_i} = 0.43 \;\; ; \;\; \eta_p = 0 \; ; \; \eta_o = 0$$

E infine Engine pressure ratio:

$$EPR = \frac{p_5^o}{p_2^o} = 4.45$$

Diagramma T-S di un fan a flussi associati (Modello GE129) a punto fisso



Nel punto 3 c'è un innalzamento della pressione dato dal compressore:

$$p_3^o = \beta_c p_2^o = 1'499'610\ Pa$$

$$T_{3IS}^o = T_2^o(\beta_c)^{\frac{\gamma_A - 1}{\gamma_A}} = 621.95\ K \quad \Longrightarrow \quad T_3^o = T_2^o + \frac{T_{3IS}^o - T_2^o}{\eta_{AC}} = 676.31\ K$$

Il bruciatore avrà una perdita di pressione totale:

$$p_4^o = \epsilon_b p_3^o = 1'439'625.6\ Pa$$

E ricaviamo dal primo principio edlla termodinamica il rapporto di miscela f:

$$f = \frac{h_4^o - h_3^o}{\eta_b H_i - h_4^o} = 0.023$$

La potenza fornita dalla turbina è uguale a quella assorbita dal compressore in assenza di attriti meccanici:

$$\frac{P_C}{\dot{m}_a} = \frac{P_T}{\dot{m}_a} \Rightarrow h_3^o - h_2^o = (1+f)h_4^o - h_{45}^o \Rightarrow T_{45}^o = T_4^o - \frac{c_{pA}}{c_{pG}} \frac{(T_3^o - T_2^o)}{1+f} = 1'049.10\ K$$

$$T_{45IS}^o = T_4^o - \eta_{AT}(T_4^o - T_{45}^o) = 1'068.17\ K$$

$$p_{45}^o = p_4^o \left(\frac{T_{45IS}^o}{T_4^o}\right)^{\frac{\gamma_G}{\gamma_G - 1}} = 536'309.27\ Pa$$

Andiamo a calcolare il santo entalpico della turbina libera

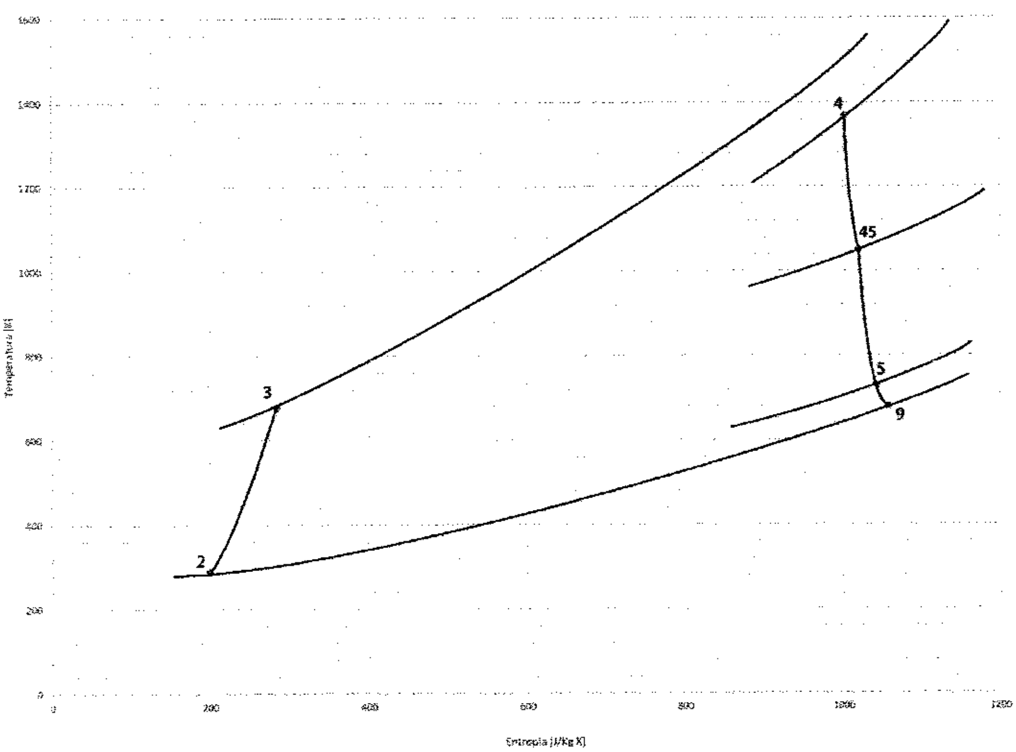
$$\Delta h_u = h_{45}^o - h_{9''} = 428.67 \frac{kJ}{kg}$$

$$h_{9''} = c_{pG} \cdot T_{45}^o \left(\frac{p_9}{p_{45}^o}\right)^{\frac{\gamma_G - 1}{\gamma_G}} = 830'250.58 \frac{J}{kg}$$

Il coefficiente di ripartizione ci impone di inviare all'elica il 90% dell'energia disponibile. Quindi il salto entalpico per l'elica sarà di:

$$\Delta h_{prop} = \lambda \Delta h_u = 385'803 \frac{J}{kg}$$

Diagramma T-S di un turboelica (Modello PW200) a punto fisso



Il consumo specifico è $\boxed{SFC = \frac{\dot{m}_f}{P_u} = 0,4 \ \frac{kg}{kWh}}$

Il rendimento globale risulta essere

$$\boxed{\eta_u = \frac{P_u}{\dot{m}_f H_i} = 0,21}$$

③ Decollando da un aeroporto a 1000 m (0,899 bar e 8,5°C) un motore alternativo a 6 cilindri eroga 360 kW a 3200 rpm con un consumo specifico di combustibile di 300 g/kWh
Assunti valori plausibili per la dosatura ed il coeff di riempimento, si valuti:

- Cilindrata totale
- Pressione media effettiva
- Diametro del cilindro per un rapporto corsa/alesaggio = 0,9

Supponendo che il termine della pressione di marcia a vuoto indipendente dalla pressione sia pari a A=0,8 bar si calcoli:

- Potenza erogata a quota zero (1,013 bar e 15°C)

Determiniamo il consumo di carburante dati il consumo specifico e la potenza utile

$$\boxed{\dot{m}_f = q_b \cdot P_u = 0,03 \ \frac{kg}{s}}$$

Assumendo $\alpha = 14$ e $\lambda = 0,9$ troviamo

$$\boxed{\eta_u = \frac{P_u}{\dot{m}_f} = 0,28} \qquad \boxed{v = \frac{R^* T}{p} = 0,90 \ \frac{m^3}{kg}}$$

$$\boxed{p_{me} = \eta_u \frac{\lambda_v H_i}{v \alpha} = 8,6 \ \text{bar}}$$

Possiamo calcolare la cilindrata totale V_c

$$\boxed{V_c = i V_0 = \frac{P_u}{p_{me} \frac{n}{60m}} = 15,6 \ \text{litri}}$$

Le dimensioni del cilindro

$$V_0 = \frac{\pi d^2}{4} c \rightarrow V_0 = \frac{0.9 \pi d^3}{4} \rightarrow \boxed{d = \sqrt[3]{V_0 \frac{4}{0.9\pi}} = 15,5 \ cm}$$

$$\boxed{\frac{c}{d} = 0,9 \rightarrow c = 13.9 \ cm}$$