



Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino

Appunti universitari

Tesi di laurea

Cartoleria e cancelleria

Stampa file e fotocopie

Print on demand

Rilegature

NUMERO: 1951A -

ANNO: 2016

A P P U N T I

STUDENTE: Gregnol Gianluca

MATERIA: Propulsione aeronautica - (Teoria+Esercitazionia) -
prof. Marsilio Larocca

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.**

Propulsione Aeronautica - Marsilio

1

Richiami

- Sistema termodinamico → regione di spazio materiale separata dal resto dell'ambiente esterno
- I sistemi possono o meno scambiare: \dot{L} , \dot{Q} , \dot{m} .
 - Aperto → $\dot{L}, \dot{Q}, \dot{m} \neq 0$
 - Chiuso → $\dot{L}, \dot{Q} \neq 0, \dot{m} = 0$
 - Isolato → $\dot{L}, \dot{Q}, \dot{m} = 0$
- Volume di controllo è come dire il volume del sistema.

Equazioni di governo

1. Conservazione della massa → tanta ne entra, tanta ne esce

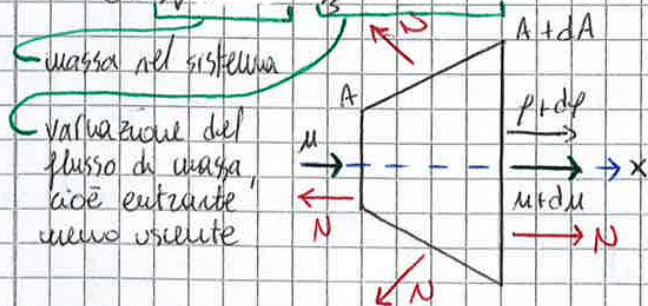
- ho un'ipotesi di stazionarietà

- flusso quasi-1D

$m e v \rightarrow v \ll u$ con $\begin{cases} v = \text{componente } v_y \\ u = \dots v_x \end{cases}$

- presa l'equazione

$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho dV + \int_S \rho \vec{v} \cdot \vec{N} dS$ mi aiuta a semplificarla



$$\int_S \rho \vec{v} \cdot \vec{N} dS = 0$$

così ho 4 integrali, 1 \forall direzione di N

$-p u A + (p+dp)(m+dm)(A+dA) + 0 = 0$

contributo superficie laterale

~~$-p u A + p u A + p m dA + p A dm + m A dp = 0$~~ → elimino gli infinitesimi di ordine sup $dp dm, dm dA$

④ Equazione di stato dei gas perfetti

$$p = R^* \rho T \quad R^* = 8314/29 = 287,5 \frac{J}{kg \cdot K} \quad dS \geq \left(\frac{dq}{T}\right)_{rev.}$$

Riassumendo:

① $\dot{w} = \dot{F}A = \text{cost}$

② $\vec{F} = \int_S p r (\mu \cdot \vec{n}) dS + \int_S p \vec{n} dS$

③ $q + l = \Delta h_0 \quad h = e + \frac{p}{\rho} \quad h_0 = h + \frac{1}{2} v^2$
 $\delta q + \delta l = \dot{w} dh_0$

④ $p = R^* \rho T \quad R^* = 287,5 \frac{J}{kg \cdot K}$

2° principio della termodinamica

Enuncia l'impossibilità per un sistema di partire da uno stato A, raggiungere lo stato B, e ritornare ESATTAMENTE allo stato A di partenza.

Si introduce il concetto di entropia (variabile di stato)

per un processo reversibile si ha: $dS = \left(\frac{dq}{T}\right)_{rev.}$

per un processo irreversibile si ha: $dS > \left(\frac{dq}{T}\right)_{irr.}$

per una trasformazione reversibile il 1° principio si scrive come:

$$T ds = de + p dv \quad (1)$$

Termodinamica dei gas

gas perfetti

nota l'espressione dei gas perfetti $p v = R^* T \rightarrow p = \rho R^* T$

e sapendo che

$$c_v = \frac{de}{dT}, \quad c_p = \frac{dh}{dT}$$

e ricordando l'eq. dell'entalpia $dh = de + p dv$

- Numero di Mach

$$M = \frac{v}{c}$$

v = velocità veicolo

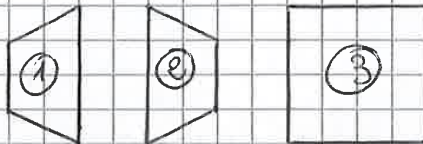
c = velocità del suono del gas.

Per un gas perfetto $c = \sqrt{\gamma R T}$

$$M = \frac{v}{\sqrt{\gamma R T}}$$

Moto in un condotto a sezione variabile (ugello quasi unidimensionale)

- tubo divergente o diffusore
- tubo convergente o effusore



3 tipi di tubo



conservazione: $dm = 0 \rightarrow d(\rho u A) = 0$

$$\textcircled{1} \frac{d\rho}{\rho} + \frac{du}{u} + \frac{dA}{A} = 0$$

eq. quantità di moto

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} = 0$$

$\rightarrow = 0$ (stazionario)

$$\textcircled{2} u du + \frac{1}{\rho} dp = 0$$

energia

$$\underbrace{\rho q + \rho \dot{S}}_{=0 \text{ (adiabaticità)}} = d\left(h + \frac{u^2}{2}\right) = 0$$

$\rightarrow = 0$ c'è la forza ma non lo spostamento (condotto rigido)

$$\textcircled{3} dh + u du = 0$$

• gas sonico $M=1$

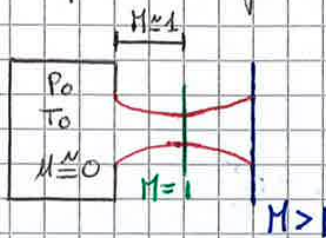
$$(1^2 - 1) \frac{dM}{M} = \frac{dA}{A} \rightarrow (0) \frac{dM}{M} = \frac{dA}{A} \rightarrow \frac{dA}{A} = 0$$

raggiungo $M=1$
solo se la sezione
è COSTANTE.

Inoltre dall'equazione si comprende come per passare da velocità subsonica a supersonica, allora dovrò adottare un condotto convergente-divergente.

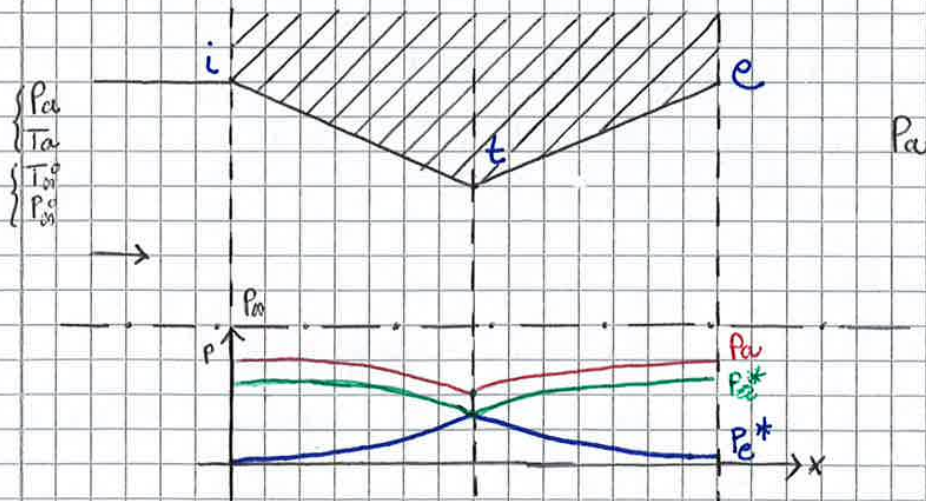
esempio

Voglio portare il gas di scarico a $M > 1$



Inoltre dobbiamo cercare di ottenere
 $P_{uscita} = P_{ambiente}$
(P_e)

Ma quanto $M > 1$? Dipende dalla larghezza della sezione finale
Ora disegno un ingrandimento della sezione in cui $M=1$



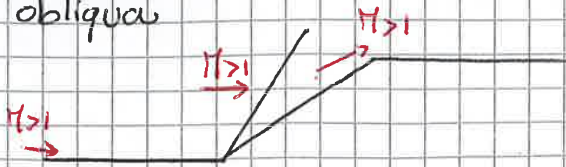
i = sezione d'ingresso

t = sezione di gola

e = sezione d'uscita

Ugello critico \rightarrow in gola ho $M=1 \rightarrow$ la P_{c^*} o pressione critica è quella per cui ho ugello critico (e quindi in gola $M=1$)

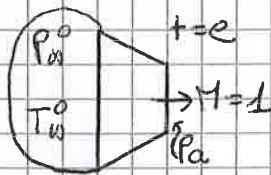
- obliqua



In questo tipo di onda d'urto il M diminuisce leggermente in uscita rispetto all'entrata.

Per definizione sono zone di discontinuità del campo fluidodinamico poste con angolo $\neq 90^\circ$ rispetto al flusso.

In un ugello convergente quando ho valore critico in ugello?



per un flusso adiabatico $T_e^0 = T_i^0$

" " isentropico $P_e^0 = P_i^0 = P_0^0$

$$P_e \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = P_0^0$$

$$\frac{P_0^0}{P_e} = \frac{P_0^0}{P_0^0} = \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 1,893 \approx 1,89$$

Quindi: $\frac{P_0^0}{P_e} \approx 1,89$

Ora, data l'eq: $\dot{m} = \rho u A$, faccio comparire le grandezze totali

$$\dot{m} = \rho u A = \frac{P}{RT} u A = \frac{\sqrt{\gamma} P}{\sqrt{RT}} \frac{u A}{\sqrt{\gamma}} = \frac{\sqrt{\gamma} P u A}{\sqrt{RT}} = \frac{\sqrt{\gamma} P_0^0}{\sqrt{\frac{RT}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2}}} =$$

$$= \frac{\sqrt{\gamma} P_0^0}{\sqrt{RT_0^0}} \frac{(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2)^{1/2}}{(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2)^{\frac{\gamma}{2(\gamma-1)}}} \cdot MA$$

$$\dot{m} = \frac{\sqrt{\gamma} P_0^0}{\sqrt{RT_0^0}} \frac{M}{(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \cdot A$$

$$\dot{m} = \frac{P_0^0 A}{\sqrt{RT_0^0}} f(M)$$

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

Se avessi l'ugello adattato, allora $\rightarrow P_e = P_a$, da cui:

$$T = \dot{m}_e u_e - \dot{m}_a u_a = \dot{m}_a [(1+f)u_g - u_{a0}]$$

! Ricorda: il fluido propulsivo è l'aria!

Riprendendo il concetto di ugello adattato (se $P_e = P_a$):

- convergente \rightarrow sempre adattato per $M \leq 1$

- convergente-divergente:

• adattato $P_e = P_a$

• sotto-espanso $P_e > P_a$

• sovra-espanso $P_e < P_a$

• Spinta specifica (parametro prestazionale)

nota: osereemo Rapporto di diluizione $f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} \ll 1$ anziché α .

$$I_s = \frac{T}{\dot{m}_a} \quad \langle I_s \rangle = \frac{N}{\text{kg/s}}$$

• consumo specifico TSFC (thrust specific fuel consumption)

$$\text{TSFC} = \frac{\dot{m}_b}{T} \quad \langle \text{TSFC} \rangle = \frac{\text{kg/s}}{N} \quad \text{il più basso possibile}$$

• Rendimenti

$$- \eta_{th} = \frac{P_{utile}}{P_{thermic}} = \frac{\frac{1}{2} \dot{m}_e u_e^2 - \frac{1}{2} \dot{m}_a u_a^2}{\dot{m}_b h_i} \quad \text{termodinamico}$$

$$- \eta_{bp} = \frac{P_{propulsiva}}{P_{utile}} = \frac{T u_a}{P_u} \quad \text{propulsivo}$$

$$- \eta_{bo} = \frac{P_{prop}}{P_{thermic}} = \eta_{th} \cdot \eta_{bp} \quad \text{globale/organico}$$

• Potere calorifico cherosene $H_i \approx 43 \text{ MJ/Kg}$ (osulla tra 43-45 $\frac{\text{MJ}}{\text{kg}}$)

Non è possibile recuperare P_{diss} come energia propulsiva (in-fatti dimensionalmente è un'energia cinetica)

È possibile aumentare η_p ? Come?

$$\eta_{00} = \eta_{th} \cdot \eta_p = \frac{P_{prop}}{P_{th}}$$

$$\eta_p = \frac{T_{Mw}}{\frac{1}{2} u_e u_e^2 - \frac{1}{2} u_a u_a^2} = \frac{u_a (M_e - M_w) M_w}{\frac{1}{2} u_a (M_e - M_w) (M_e + M_w)}$$

$$\eta_p \approx \frac{2 M_w}{M_e + M_w} = \frac{2 \frac{M_w}{M_e}}{1 + \frac{M_w}{M_e}}$$

η_p è in relazione con la velocità di volo M_w e la velocità di uscita dei gas.



punto fisso: motore acceso con aereo fermo

Si nota quindi come diminuendo la M_e , aumenta la η_p , a causa della diminuzione della potenza dissipata.

Però, diminuendo la M_e , diminuisce la spinta specifica $I = \frac{M_e - M_w}{u_a}$

Per compensare questo volo devo aumentare u_a , una per farlo devo aumentare la grandezza del motore.

Esercitazione 1

② Dimostra che l'area del grafico $\bar{e} = L_u$:

$$dS = \frac{\delta q}{T} \rightarrow TdS = \delta q$$

TdS rappresenta l'area sotto la curva verticale del grafico. Integrando si ottiene il lavoro entrante (integrando tra 2-3).

Invece integrando tra 4-1 si ottiene il lavoro uscente.

La differenza tra i 2 $\bar{e} = L_u$

Ora, tornando al ciclo, si ha che:

$$\beta_c = \frac{P_2}{P_1} = \frac{P_2^0}{P_1^0} > 1 \quad \text{rapporto di compressione}$$

Più alto il Mach di volo, minore è β_c .

Di solito non si indica β_c con valori statici, ma nell'ideale s- β , ideale e statico coincidono!

T_3 = temperatura di fiamma/di fine combustione
(TIT = Turbine Inlet Temperature)

È la massima temperatura sopportabile/ammmissibile dalla turbina.

T_3 odierna $\rightarrow 1750$ K

Importante: β_c e T_3 sono PARAMETRI DI PROGETTO!

Iniziamo ora il calcolo di (T, P, L, Q, m) per ogni fase del ciclo:

Fasi

① $T_1, P_1 \rightarrow$ temperatura e pressione di ingresso

② Essendo la curva isentropica, sfruttiamo la nota legge: $T = P^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$

$$P_2 = \beta_c P_1$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = (\beta_c)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \rightarrow T_2 = T_1 \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = T_1 (\beta_c)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} ; \quad \frac{T_3}{T_4} = \left(\frac{P_3}{P_4}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

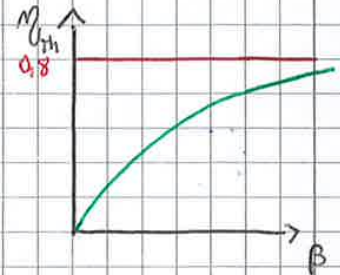
Dal ciclo sappiamo che:
 $P_3 = P_2 ; P_4 = P_1$

Quindi sostituendo:

$$T_2 T_4 = T_1 T_3 \rightarrow \frac{T_4}{T_1} = \frac{T_3}{T_2}$$

Sostituendo questa relazione in (A) ottengo:

$$\eta_{th} = 1 - \frac{T_1}{T_2} \cdot \frac{\frac{T_3}{T_2} - 1}{\frac{T_3}{T_2}} = 1 - \frac{T_1}{T_2} = 1 - \frac{1}{(\beta_c)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \rightarrow \eta_{th} = 1 - \frac{1}{(\beta_c)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$



Lavoro utile

$$L_u = L_T - L_C = \eta_{th} Q_e = \eta_{th} c_p (T_3 - T_2)$$

ma: $T_2 = T_1 (\beta_c)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$

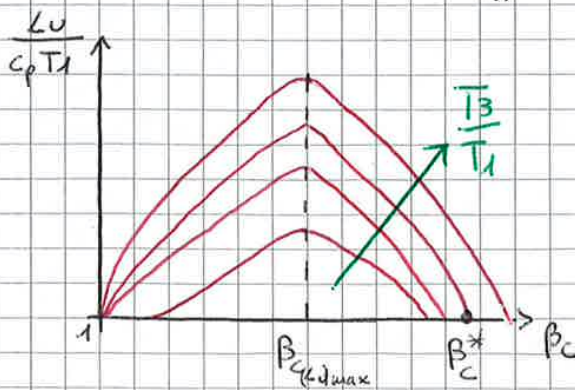
quindi: *

$$L_u = c_p T_1 \eta_{th} \left(\frac{T_3}{T_1} - (\beta_c)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right) \rightarrow$$

* raccogliendo T_1 dopo la sostituzione

→ ora invece, ponendo $\gamma = \frac{T_3}{T_1}$ ho:

$$L_u = c_p T_1 \left(1 - \frac{1}{\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right) \left(\gamma - \beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)$$



$$\beta_{c(L_u)max} = \sqrt{\gamma^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = \sqrt{\left(\frac{T_3}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}$$

$$\beta_c^* = (\gamma)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

L_u { dipende da β_c, T_3
 (aumenta con T_3)

Esercitazione 2

$\beta_c = \frac{P_2^0}{P_1^0}$ $\beta_T = \frac{P_3^0}{P_4^0}$ $\rightarrow P_1^0 \text{ e } T_1^0 \text{ sono noti (ambiente)}$

$L_c = \Delta h^0 = h_2^0 - h_1^0$ derivato da $q + l = \Delta h_0$
 $\rightarrow l = 0$

η_{vac} = rendimento adiabatico di compressione (coeff. isoperistico)

$\eta_{vac} = \frac{L_{cid}}{L_{create}} = 0,85 - 0,87$ (motore moderno $\rightarrow 0,87$) Devono darcelo

punto 2

$\eta_{vac} = \frac{h_{215}^0 - h_1^0}{h_2^0 - h_1^0} = \frac{T_{215}^0 - T_1^0}{T_2^0 - T_1^0} = \frac{T_{215}^0 - T_1^0}{\frac{T_2^0}{T_1^0} - 1}$

$\frac{T_2^0}{T_1^0} - 1 = \frac{1}{\eta_{vac}} \left[\frac{T_{215}^0}{T_1^0} - 1 \right] = \frac{1}{\eta_{vac}} \left[\left(\frac{P_2^0}{P_1^0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]$

$\frac{T_{215}^0}{T_1^0} = 1 + \frac{1}{\eta_{vac}} \left[\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \rightarrow T_2^0 = T_1^0 \left(1 + \frac{1}{\eta_{vac}} \left[\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \right)$

$P_2^0 = \beta_c P_1^0$

$\textcircled{2} \quad P_2^0 = \beta_c P_1^0$
 $T_2^0 = T_1^0 \left(1 + \frac{1}{\eta_{vac}} \left[\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \right)$

ϵ_b = rendimento pneumatico del bruciatore (basato sulle pressioni)

$\epsilon_b = \frac{P_3^0}{P_2^0} = 0,97 - 0,98$

$$P_{create} = \frac{P_c}{\eta_{cuc}}$$

$$P_{treate} = \eta_{out} P_t$$

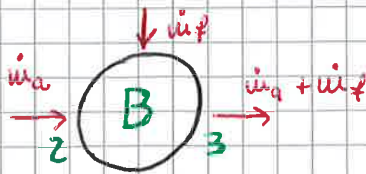
$$\eta_{bu} = \eta_{cuc} \eta_{out}$$

$$\rightarrow \frac{P_c}{\eta_{cuc}} = \eta_{out} P_t$$

$$\eta_{bu} \approx 10\% \quad P_t \approx 0,97$$

Ora, nota la \dot{u}_a , come calcolo la \dot{u}_f ?

Devo fare un bilancio energetico in camera di combustione.



$$q + \dot{f} = \Delta h^0$$

$$\dot{u}_f H_i = \dot{Q}$$

$$\dot{u}_f H_i = (\dot{u}_a + \dot{u}_f) h_3^0 - \dot{u}_a h_2^0$$

bilancio in camera di combustione

poiché \dot{u}_i non è parametro di progetto, uso f :

$$f = \frac{\dot{u}_f}{\dot{u}_a} \rightarrow \frac{\dot{u}_f H_i}{\dot{u}_a} = \frac{(\dot{u}_a + \dot{u}_f) h_3^0 - \dot{u}_a h_2^0}{\dot{u}_a} \rightarrow f H_i = (1+f) h_3^0 - h_2^0$$

$$f = \frac{h_3^0 - h_2^0}{H_i - h_3^0} = \frac{c_{pe} T_3^0 - c_{pe} T_2^0}{H_i - c_{pe} T_3^0}$$

$$f = \frac{c_{pe} T_3^0 - c_{pe} T_2^0}{H_i - c_{pe} T_3^0} \approx 0,01 = \frac{1}{100}$$

$$\alpha \approx 100$$

Sono le parti d'aria che servono al fine di avere in uscita T_3^0

Esercitazione 3

IGV: Inlet guide vane (pannelatura non indispensabile)

Gli stadi della turbina sono molti meno del compressore.

Nel GE90 abbiamo 4 stadi (servono grandi potenze).

Si possono avere anche 1-2 stadi, dipende dalla potenza richiesta.

Poò esserci alla fine delle turbine una paletteatura fissa, detta EGV (exit guide vane) per raddrizzare il flusso in assiale.

Nei compressori moderni gli statori hanno paletteatura variabile (cambiano angolo di incidenza).

Campo civile → ugello convergente

Campo militare → ugello convergente-divergente

Calcolo prestazioni a progetto.

$$I_s = \frac{T}{\dot{m}_a} \quad TSFC = \frac{\dot{m}_f}{T} \quad \eta_{th}, \eta_{p}, \eta_o$$

$$\beta_c = \frac{P_3^o}{P_2^o} \quad T_4^o = TIT (\text{turbine inlet temperature}) = 1750 \text{ K (limite odierno)}$$

Anche il combustore ha una β limite perché oltre a quella si ha un misto miscela di aria + altro che lo fa funzionare male a causa di una troppo elevata T .

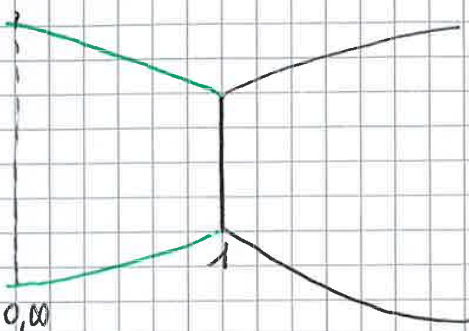
Limite civile → $\beta \approx 40-45$

Limite militare → $\beta \approx 28-30$

Più è alta la velocità di crociera, e più è basso il β .

$$\begin{aligned} du &= 0 \\ P_0 &= P_{01} = P_0^0 \\ T_0 &= T_{01} = T_0^0 \\ M_0 &= M_{01} = 0 \end{aligned}$$

1. Perché $P_0^0 = P_1^0$ e $T_0^0 = T_1^0$? Applico 1° principio: $q + l = \Delta h^0$



$$\begin{aligned} q + l &= \Delta h^0 \rightarrow \Delta h^0 = 0 \rightarrow \\ \downarrow & \quad \downarrow \\ =0 & \quad =0 \\ \rightarrow h_1^0 &= h_0^0 \end{aligned}$$

$$T_1^0 = T_0^0 \begin{cases} \text{rev} & P_1^0 = P_0^0 \\ \text{irrev} & P_1^0 < P_0^0 \end{cases}$$

Perché nella fascia verde non ho strato limite, allora posso considerare reversibile il processo.

Se ora volessi calcolare le grandezze statiche (P_1, T_1)?

$$P_1^0 = P_1 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$T_1^0 = T_1 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right)$$

Con $M_1 = \text{Mach di presa}$ che mi viene dato dal progettista
Si suppone $M_1 = M_{\text{cruise}} \approx 0,85$

Punto 2

$$q + l = \Delta h^0 \quad h_2^0 = h_1^0 \quad T_2^0 = T_1^0 \quad \text{Quindi } T_2^0 \text{ sta sulla linea } T_0^0$$

P_2^0 è rev? Sì, allora $= P_1^0$;
no, allora calcolo $P_2^0 = \epsilon_d P_1^0$

M_2 (compressore) me lo dà il progettista $M_2 < M_1$ sempre

punto 5

Tutto ciò che è la potenza prodotta dalle turbine, va al compressore.

$$P_t = P_c$$

$$(\dot{m}_a + \dot{m}_f)(h_4^o - h_5^o) = \dot{m}_a(h_3^o - h_2^o) \rightarrow \text{valido se non ho perdite}$$

ma siccome le ho sempre

$$\eta_{\text{turb}} P_t = \frac{P_c}{\eta_{\text{mc}}} \rightarrow \eta_{\text{turb}} \eta_{\text{mc}} P_t = P_c$$

$$\eta_{\text{turb}} \eta_{\text{mc}} (\dot{m}_a + \dot{m}_f)(h_4^o - h_5^o) = \dot{m}_a(h_3^o - h_2^o)$$

$$\eta_{\text{turb}} \eta_{\text{mc}} (1+f)(h_4^o - h_5^o) = h_3^o - h_2^o \rightarrow h_5^o = \frac{h_3^o - h_2^o}{\eta_{\text{turb}} \eta_{\text{mc}} (1+f)} + h_4^o$$

$$T_5^o = \frac{h_5^o}{c_{p_t}}$$

$$T_5^o = T_4^o - \frac{c_{p_c}}{c_{p_t}} \frac{1}{(1+f) \eta_{\text{mc}} \eta_{\text{turb}}} (T_3^o - T_2^o)$$

$$\eta_{\text{turb}} = \frac{L_{\text{reale}}}{L_{\text{ideale}}} = \frac{h_4^o - h_5^o}{h_4^o - h_{5\text{is}}^o} = \frac{T_4^o - T_5^o}{T_4^o - T_{5\text{is}}^o} \rightarrow T_{5\text{is}}^o = \frac{T_4^o + T_5^o}{\eta_{\text{turb}}} + T_4^o$$

$$\eta_{\text{turb}} = \eta_{\text{mc}} \eta_{\text{turb}} \quad (\text{sono sempre le stesse formule})$$

$$\frac{T_{5\text{is}}^o}{T_4^o} = \left(\frac{P_{5\text{is}}^o}{P_4^o} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \rightarrow P_{5\text{is}}^o = \left(\frac{T_{5\text{is}}^o}{T_4^o} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} P_4^o$$

$$P_{5\text{is}}^o \equiv P_5^o$$

questa relazione di uguaglianza è fatta dal progettista. Voglio arrivare lì.

$$\eta_{\text{can}} = \frac{h_s^0 - h_g}{h_s^0 - h_{g15}} = \frac{T_s^0 - T_g}{T_s^0 - T_{g15}} \quad \approx 0,9 \text{ (anche } > \text{)}$$

$$M_g = \sqrt{2 C_{pe} (T_s^0 - T_g)} \rightarrow \text{ma } T_s^0 - T_g = \eta_{\text{can}} (T_s^0 - T_{g15}) \rightarrow$$

$$\rightarrow M_g = \sqrt{2 \eta_{\text{can}} C_{pe} T_s^0 \left[1 - \frac{T_{g15}}{T_s^0} \right]} \rightarrow \text{stando sulla stessa isentropica, lego con tale legge } T_s^0 \text{ e } T_{g15} \leftarrow$$

$$M_g = \sqrt{2 C_{pe} \eta_{\text{can}} T_s^0 \left[1 - \left(\frac{P_{g15}}{P_s^0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}$$

P_g se l'ugello è adattato, allora $= P_0$. Se non è adattato me lo devono dare.

A causa delle perdite $P_g^0 < P_s^0$

$$\epsilon_n = \frac{P_g^0}{P_s^0} \text{ (ma non si usa } \bar{\epsilon} \text{ + usato } \eta_{\text{can}} \text{)}$$

Ora posso calcolare i parametri prestazionali

$$\frac{\dot{I}}{\dot{m}_a} = (1+f) M_g - M_{a0} \text{ (adattato) [N/kg.s]}$$

$$\text{TSFC} = \frac{\dot{m}_f}{T} = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} \cdot \frac{\dot{m}_a}{T} = \frac{f}{(1+f) M_g - M_{a0}} \text{ [} \frac{\text{kg.s}}{\text{N}} \text{]}$$

$$\eta_{\text{th}} = \frac{P_u}{P_{th}} = \frac{\frac{1}{2} (\dot{m}_a + \dot{m}_f) M_g^2 - \frac{1}{2} \dot{m}_a M_{a0}^2}{\dot{m}_f h_i} = \frac{(1+f) M_g^2 - M_{a0}^2}{2f h_i}$$

$$\eta_{\text{op}} = \frac{P_{\text{prop}}}{P_u} = \frac{T M_u}{P_u} \xrightarrow{\text{divido prima}} \frac{2 M_{a0} [(1+f) M_g - M_{a0}]}{(1+f) M_g^2 - M_{a0}^2}$$

$$\eta_{\text{totale}} = \eta_{\text{th}} \cdot \eta_{\text{op}}$$

fine post combustione (anche se non è il termine migliore).

$T_7^0 = 2000 \text{ K}$ come massimo ai giorni nostri.

Nuovi parametri di progetto:

$$\begin{cases} T_4^0 \\ T_7^0 \\ \beta_c \end{cases}$$

Inoltre P_7^0 deve esser data.

$$\epsilon_{AB} = \frac{P_7^0}{P_5^0}$$

Un motore con AB $\left\{ \begin{array}{l} \text{spento si chiama dry engine} \\ \text{acceso si chiama wet engine} \end{array} \right.$

Inoltre è bene distinguere 2 concetti:

MIL pwr \rightarrow military power (no AB)

MAX pwr \rightarrow max power (AB acceso)

$$Mg_{ABOFF} = \sqrt{2 C_p \gamma M_{a1} T_5^0 \left[1 - \left(\frac{P_9}{P_5^0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}$$

- Vengono detti V-GUTS gli stabilizzatori obliqui di fiamma per aumentare la velocità dell'aria.

La portata generalmente varia di poco, ma aumenta la portata di uscita e deve essere quest'ultima a geometria variabile, come la gola.

$$\eta_{th} = \frac{P_u}{P_{th}} = \frac{\frac{1}{2}(\dot{w}_0 + \dot{w}_1 + \dot{w}_{t1}) u_g^2 - \frac{1}{2} \dot{w}_0 u_w^2}{(\dot{w}_1 + \dot{w}_{t1}) H_i}$$

con ABON diminuisce notevolmente.

$$\eta_{th} = \frac{(1 + \lambda + \lambda_1) u_g^2 - u_w^2}{2(\lambda + \lambda_1) H_i}$$

$$\eta_{op} = \frac{T_{th}}{P_u} = \frac{2[(1 + \lambda + \lambda_1) u_g - u_w] u_w}{(1 + \lambda + \lambda_1) u_g^2 - u_w^2}$$

il P_c si definisce come OPR (overall pressure ratio) nei motori:

$$OPR = \frac{P_3^0}{P_2^0}$$

$$EPR = \frac{P_3^0}{P_2^0} \quad \text{Engine pressure ratio}$$

EGT = Exhaust gas temperature. In generale posto all'uscita dell'ultima turbina, perciò $= T_5^0$

Esercitazione 5

La portata d'aria totale sarà quindi:

$$\dot{w}_a = \dot{w}_{a1} + \dot{w}_{a2}$$

Per turbofan a flussi separati, la spinta specifica diventa:

$$T = T_c + T_f$$

$$T_c = (\dot{w}_{a1} + \dot{w}_f) M_3 - \dot{w}_{a1} M_w + A_3 (P_3 - P_w)$$

$$T_f = \dot{w}_{a2} M_{13} - \dot{w}_{a2} M_w + A_{13} (P_{13} - P_w)$$

$$T = (\dot{w}_{a1} + \dot{w}_f) M_3 + \dot{w}_{a2} M_{13} - M_w (\dot{w}_{a1} + \dot{w}_{a2}) + A_3 (P_3 - P_w) + A_{13} (P_{13} - P_w)$$

Se l'ugello è adiabatico, allora $P_3 = P_w = P_{13}$. La T diventa:
(divido e moltiplico per \dot{w}_0 e raccolgo \dot{w}_{a1})

$$\frac{T}{\dot{w}_0} = \left[(1+f) M_3 + BPR M_{13} - M_w (1+BPR) \right] \frac{\dot{w}_{a1}}{\dot{w}_0}$$

portando $\frac{\dot{w}_{a1}}{\dot{w}_0}$ al 1° membro ho $\frac{\dot{w}_0}{\dot{w}_{a1}} = \frac{\dot{w}_{a2} + \dot{w}_{a1}}{\dot{w}_{a1}} = 1+BPR$ perciò:

$$\frac{T}{\dot{w}_0} = \frac{\left[(1+f) M_3 + BPR M_{13} - M_w (1+BPR) \right]}{1+BPR} = \frac{(1+f) M_3 + BPR M_{13} - M_w}{1+BPR}$$

a punto fisso $M_w = 0$, perciò ottengo:

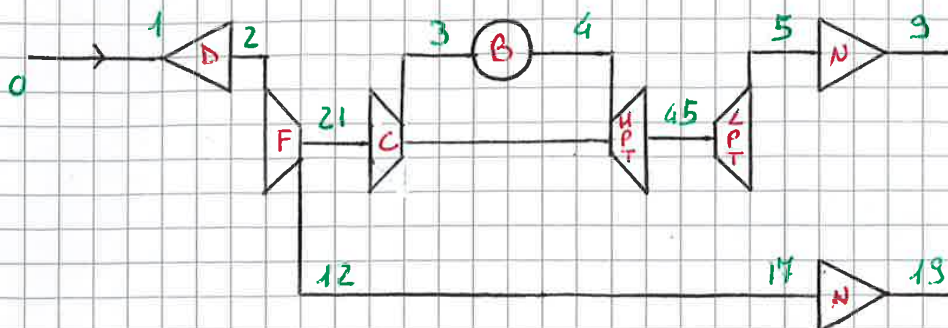
$$\frac{T}{\dot{w}_0} = \frac{(1+f) M_3 + BPR M_{13}}{1+BPR}$$

$$TSFC = \frac{\dot{w}_f}{T} = \frac{\dot{w}_f / \dot{w}_{a1}}{T / \dot{w}_{a1}} = \frac{f}{(1+f) M_3 + BPR M_{13} - (1+BPR) M_w}$$

$$\eta_{th} = \frac{P_u}{P_{th}} = \frac{\frac{1}{2} (\dot{w}_{a1} + \dot{w}_f) M_3^2 + \frac{1}{2} \dot{w}_{a2} M_{13}^2 - \frac{1}{2} (\dot{w}_{a1} + \dot{w}_{a2}) M_w^2}{\dot{w}_f h_c}$$

dividendo come al solito per \dot{w}_{a1} :

Ora passiamo al calcolo delle prestazioni in volo
 schema turbofan



Consideriamo:

per l'oggetto $N=1$

$\gamma_c = \text{aria}$, $\gamma_g = \text{gas combust}$

① P_0^0, T_0^0

② $P_1^0 = P_0^0, T_1^0 = T_0^0$

③ $P_2^0 < P_1^0$ poiché la presa d'aria D genera un processo irreversibile, dato che genera uno strato limite in quanto oggetto metallico (e solido).

$P_2^0 = \epsilon_d P_1^0 = \epsilon_d P_0^0$

$T_2^0 = T_1^0 = T_0^0$

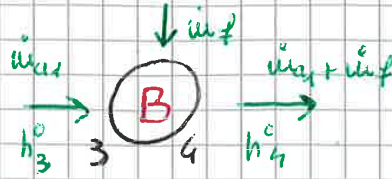
④ = ⑤ $P_{12}^0 = P_{21}^0 = P_2^0 B_f$

$(\sim 0,85) \frac{\dot{m}_{\text{air}}}{\dot{m}_{\text{core}}} = \frac{L_{\text{fan id}}}{L_{\text{torse}}} = \frac{T_{1215}^0 - T_2^0}{T_2^0 - T_2^0} \rightarrow T_{1215}^0 = \frac{T_{1215}^0 - T_2^0}{\frac{\dot{m}_{\text{air}}}{\dot{m}_{\text{core}}}} + T_2^0$

Esempio: $\frac{T_{1215}^0}{T_2^0} = \left(\frac{P_{12}^0}{P_2^0} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} = (B_f)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} \rightarrow T_{1215}^0 = T_2^0 (B_f)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}}$. Perciò:

$T_{21}^0 = T_{12}^0 = \left\{ 1 + \frac{1}{\frac{\dot{m}_{\text{air}}}{\dot{m}_{\text{core}}}} \left[B_f^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1 \right] \right\} T_2^0$

Ora come al solito calcoliamo la f dal bilancio nel B:



$$q + \dot{Q}_s = \Delta h^0 \rightarrow q = \Delta h^0$$

$$\dot{m}_b \dot{m}_f h_i = (\dot{m}_3 + \dot{m}_f) h_4^0 - h_3^0 \dot{m}_3 \quad \text{divido per } \dot{m}_3. \text{ Ricorda:}$$

$$\dot{m}_b f h_i = (1+f) h_4^0 - h_3^0$$

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_3}$$

$$f = \frac{h_4^0 - h_3^0}{\dot{m}_b h_i - h_4^0} = \frac{c_{pe} T_4^0 - c_{pe} T_3^0}{\dot{m}_b h_i - c_{pe} T_4^0}$$

45) Faccio il bilancio tra Potenza HPT e Potenza MPC

$$P_{HPT} = P_{MPC} \rightarrow \dot{m}_{ute} (\dot{m}_3 + \dot{m}_f) (h_4^0 - h_{45}^0) = \frac{\dot{m}_3}{\dot{m}_{mc}} (h_3^0 - h_{21}^0)$$

dividendo per \dot{m}_3

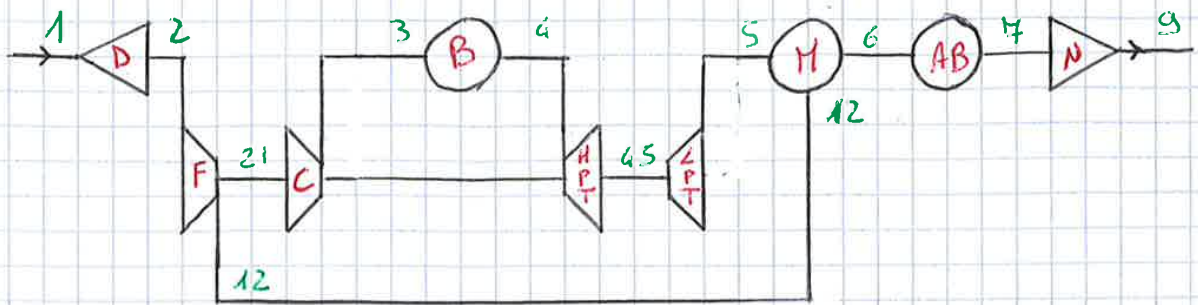
$$\dot{m}_{ute} (1+f) (h_4^0 - h_{45}^0) = \frac{(h_3^0 - h_{21}^0)}{\dot{m}_{mc}} \quad \text{ricavo dunque } h_{45}^0$$

$$h_{45}^0 = \frac{h_{21}^0 - h_3^0}{\dot{m}_{mc} \dot{m}_{ute} (1+f)} + h_4^0$$

$$\dot{m}_{bat} = \frac{L_{re}}{L_{id}} = \frac{h_4^0 - h_{45}^0}{h_4^0 - h_{4515}^0} \rightarrow h_{4515}^0 = \frac{h_{45}^0 - h_4^0}{\dot{m}_{bat}} + h_4^0 \rightarrow$$

$$\rightarrow T_{4515}^0 = \frac{T_{45}^0 - T_4^0}{\dot{m}_{bat}} + T_4^0 \quad \frac{p_{45}^0}{p_4^0} = \left(\frac{T_{4515}^0}{T_4^0} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}, \quad p_{45}^0 = p_{4515}^0$$

Turbofan a flussi associati (con mixer)



2 flussi possono miscelarsi se hanno = pressioni statiche ($P_5 = P_{12}$)
 la miscelazione è stata usata principalmente in ambito militare, con un massimo di 3 stadi di turbina di alta pressione

Parametri di progetto

Come per il turbofan a flussi separati, ritorniamo: T_a , BPR, β_c , OPR.

Ricordo che $OPR = \beta_c \cdot \beta_f = \beta_{tot}$ è detto Overall Pressure Ratio.

Passiamo ora al calcolo di:

spinta

nota: f continua ad essere: $f = \frac{\dot{m}_{af}}{\dot{m}_{a1}}$

$$T = (\dot{m}_{a1} + \dot{m}_{a2} + \dot{m}_f) u_{g3} - (\dot{m}_{a1} + \dot{m}_{a2}) u_{w0} \quad \rightarrow \text{divido per } \dot{m}_{a1}, \text{ raccolgo } \dot{m}_{a1}$$

$$\frac{T}{\dot{m}_{a1}} = \left[(1 + BPR + f) u_{g3} - (1 + BPR) u_{w0} \right] \frac{\dot{m}_{a1}}{\dot{m}_{a1}}$$

Ricordo che: $\frac{\dot{m}_{a1}}{\dot{m}_{a1}} = \frac{\dot{m}_{af}}{\dot{m}_{a1} + \dot{m}_{a2}} \rightarrow$ portando al 1° membro ho: $\frac{\dot{m}_{a1} + \dot{m}_{a2}}{\dot{m}_{a1}} = 1 + BPR$

Quindi:

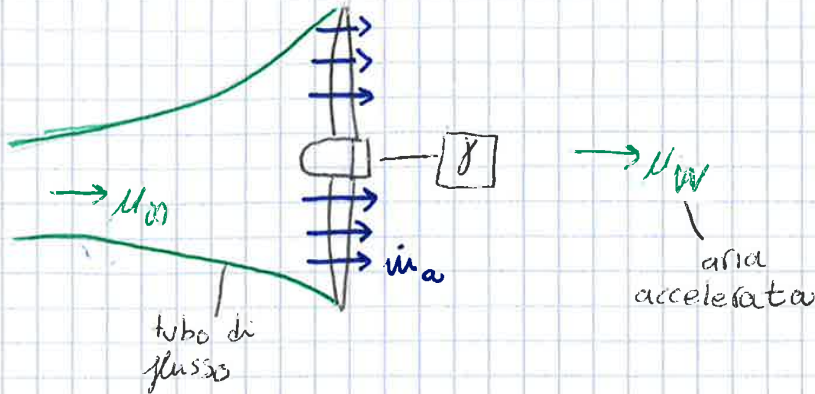
$$\frac{T}{\dot{m}_{a1}} = \frac{(1 + BPR + f) u_{g3} - (1 + BPR) u_{w0}}{1 + BPR}$$

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{T} = \frac{f}{T/\dot{m}_{a1}} = \frac{f}{(1 + BPR + f) u_{g3} - (1 + BPR) u_{w0}}$$

Turboelica

Per piccole potenze $< 1000 \text{ Hp}$ \rightarrow pistoni

Per potenze maggiori \rightarrow turbina

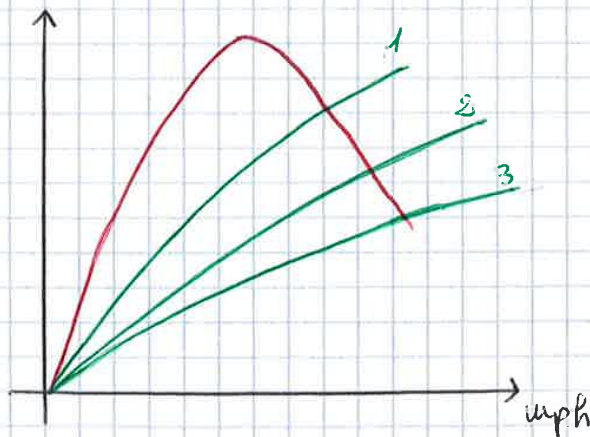


$$T \propto \dot{m}_a (U_w - U_0)$$

U_w (la nostra $M_{0.9}$) dipende da p , che è molto bassa

La spinta, dà una spinta specifica $>$ degli altri \rightarrow come fosse un turbofan con BPR ~ 10

efficienza propulsiva



$$T \propto \frac{1}{U_e} \rightarrow \begin{matrix} + \text{ è bene } U_e \\ + \text{ è alto } \\ \text{ lo } \text{ mph} \end{matrix}$$

- turboelica
- turbofan
 - 1 semplice
 - 2 flussi separati
 - 3 flussi miscelati

Non si usa sempre l'elica per quel motivo

Se la velocità di crociera è bassa, l'estremità dell'elica ha velocità $M < 1$. Se la velocità di crociera è alta ($\gg 0,72$) e l'elica è grande, alle sue estremità si raggiunge $M \approx 1$ (se non $>$). A tal punto a causa della formazione di onde d'urto, si stacca lo strato limite sulla pala, e quindi non si produce più spinta. A questo punto si capisce il perché i turboelica sono montati su aerei regionali con $M_{cruise} \sim 0,7$.

con P_{Pg} = potenza propulsiva del getto.

scomponendo:

$$P_{TL} = \dot{m} L_{TL} = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) (h_{45}^o - h_5^o) \quad \eta_{GM} = 1$$

$$P_{PTE} = \eta_{GE} \eta_R (\eta_{GM}) (\dot{m}_a + \dot{m}_f) C_{PT} (T_{45}^o - T_5^o) + [(\dot{m}_a + \dot{m}_f) u_g - \dot{m}_a u_a] M_{a3}$$

$$u_g = \sqrt{2(h_5^o - h_g)} = \sqrt{2 C_{PT} \eta_{GM} T_5^o \left(1 - \left(\frac{P_g}{P_5^o}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)}$$

- Ora, voglio calcolare il consumo specifico, ma non so più T_{SFC}, in quanto già detto non ha senso parlare di spinta. Si parla quindi di BSFC (Brake Specific Fuel Consumption):

$$BSFC = \frac{\dot{m}_f}{P_{ax,E}} = \frac{\dot{m}_f}{\eta_R P_{TL}} \quad \text{non uso } P_{PTE} \text{ poiché a punto fisso vale zero} \rightarrow SFC = +\infty$$

- Esiste inoltre l'EBSC (Equivalent Brake SFC)

$$EBSC = \frac{\dot{m}_f}{P_{ax,E} + P_{Pg}} \rightarrow \text{a pto fisso} = BSFC$$

- La posizione del punto 5° mi fa capire come ripartire la potenza. Quando posto a fare coincidere $h_5^o \equiv h_g^o$, la potenza del getto diventa = 0, e tutta la potenza disponibile viene trasferita all'elica.

Quindi:

$5^\circ \equiv 9^\circ \rightarrow$ Potenza tutta all'elica \rightarrow elicottero

$5^\circ \equiv 45^\circ \rightarrow$ " " al getto \rightarrow turbogetto

- Esiste una posizione ottimale che massimizza la potenza propulsiva?

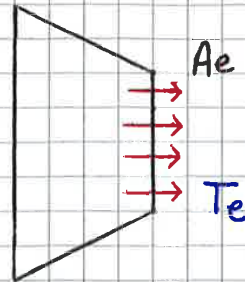
Esercitazione 1

Turbogetto con ugello convergente critico

$$A_e = 0,29 \text{ m}^2$$

$$T_e = 1000 \text{ K}$$

Thrust
 \downarrow
 $T, \dot{m}_p, \dot{m}_{th} ?$



Calcolarli in 2 condizioni:

- ① $z=0, M_0=0$
- ② $z=9000 \text{ m}, M_0=0,85$

nota: $SLS \equiv SLM$

assumiamo che ρ vari linearmente con p

Dati comuni:

$$\gamma = 1,33 \quad H_i = 45 \frac{\text{M5}}{\text{kg}} \quad f = 0,02 \quad \dot{m}_{a_{SLM}} = 70 \text{ kg/s} \quad R^* = 287,5 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$$

Dati specifici:

$$\textcircled{1} P_1 = 101325 \text{ Pa} \quad T_1 = 288,15 \text{ K} \quad \rho_1 = 1,225 \text{ kg/m}^3 \quad M_0 = \sqrt{\gamma R^* T_1} \cdot H$$

$$\textcircled{2} P_2 = 30800 \text{ Pa} \quad T_2 = 229,73 \text{ K} \quad \rho_2 = 0,467 \text{ kg/m}^3 \quad M_0 = 0,85 H$$

Risolve il caso ①

$$T = \dot{m}_e u_e - \dot{m}_a u_a + A_e (P_e - P_a), \text{ ma dai dati } \dot{m}_0 = \dot{m}_a = 0 \text{ Perciò:}$$

$$T = \dot{m}_e u_e + A_e (P_e - P_a) \quad \text{devo calcolare: } \dot{m}_e, P_e.$$

$$\dot{m}_e = \dot{m}_f + \dot{m}_a \quad \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} = f \rightarrow \dot{m}_f = f \cdot \dot{m}_a = 0,02 \cdot 70 = 1,4 \text{ kg/s}$$

$$\dot{m}_e = 1,4 + 70 = 71,4 \text{ kg/s}$$

$$\dot{m} = \rho u A \rightarrow \rho = \frac{\dot{m}}{u A} = \frac{\dot{m}_e}{\sqrt{\gamma R^* T_e} \cdot A_e} = \frac{71,4}{\sqrt{1,33 \cdot 287,5 \cdot 1000} \cdot 0,29} = 0,398 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$P_e = \rho_e R^* T = 0,398 \cdot 287,5 \cdot 1000 = 114470,43 \text{ Pa}$$

$$T = 71,4 \cdot 618,36 + 0,29 (114470,43 - 101325) = 47963,42 \text{ N} \approx 48 \text{ kN}$$

se si approssimano i valori di R^*, P_e, P_a, \dots si arriva a $\approx 44 \text{ kN}$. T_e è precisa.

Esercitazione 2

esercizio 1

Tracciare il diagramma per $\frac{L_u}{c_p T_1} = f(\beta_c)$ per $\frac{T_3}{T_1} = 5$

$(\beta_c)_{L_{u,max}}$?

Dati:

$$\gamma = 1,4$$

$$c_p = 1005 \frac{J}{kg \cdot K}$$

$$(\beta_c)_{L_{u,max}} = \sqrt{\gamma \frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad * \quad \gamma = \frac{T_3}{T_1} = 5$$

Sapendo che $L_u = c_p T_1 \left(1 - \frac{1}{\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}\right) \left(\gamma - \beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right) \rightarrow$ chiamo $x = \frac{\gamma-1}{\gamma}$

$$\frac{L_u}{c_p T_1} = \left(1 - \frac{1}{\beta_c^x}\right) \left(\gamma - \beta_c^x\right) = \left(1 - \frac{1}{\beta_c^{0,2857}}\right) \left(5 - \beta_c^{0,2857}\right) =$$

$$= 5 - \beta_c^x - 5\beta_c^{-x} + 1 = 6 - \beta_c^x - 5\beta_c^{-x} = f(\beta_c) \quad (1)$$

Ora voglio sapere dove la $f(\beta_c)$ ha massimo $\rightarrow f'(\beta_c) = 0$

$$f'(\beta_c) = -x\beta_c^{x-1} + 5x\beta_c^{-x-1} = 0$$

$$+ \cancel{\frac{1}{\beta_c}} \beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}-1} = + 5 \cancel{\frac{1}{\beta_c}} \beta_c^{-\frac{\gamma-1}{\gamma}-1} \rightarrow -\frac{1}{\beta_c} + \frac{5}{\beta_c} = \frac{2\gamma-2}{\beta_c}$$

$$\beta_c^{\frac{\gamma-2}{\gamma}} = 5 \rightarrow \beta_c^{2\left(\frac{\gamma-1}{\gamma}\right)} = 5 \rightarrow \beta_c = \sqrt{5 \frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad * \quad \text{OK}$$

$$(\beta_c)_{L_{u,max}} = \sqrt{5 \frac{1,4}{0,4}} = 16,4185 \approx 16,42$$

per quale valore $L_u = 0$? Usando la (1) trovo:

$$\beta_c = 1, \quad \beta_c = \sqrt[0,2857]{5} = 279,5085 \approx 279,51$$

$$L_u = L_T - L_c = 494530,35 \frac{\text{J}}{\text{kg}}$$

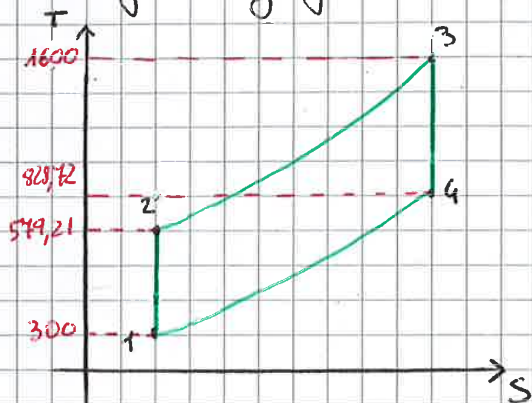
$$P_T = \dot{m} L_T = 4751,364 \text{ kW}$$

$$P_c = \dot{m} L_c = 2806,06 \text{ kW}$$

$$P_o = \dot{m} L_u = 4945,3 \text{ kW}$$

$$\eta_{\text{th}} = 1 - \frac{1}{\beta_c^{0,2854}} = 0,482$$

Diseño il grafico del ciclo S-B (ideale) → qualitativo



$$ds = \int \frac{dT}{T} - (\gamma - 1) \frac{dp}{p}$$

$$\Delta s = c_p \ln \frac{T_x}{T_y} - R^* \ln \frac{P_y}{P_x}$$

$$h_3^0 = c_{pE} T_3^0 = 1407600 \frac{J}{kg}$$

$$h_2^0 = c_{pE} T_2^0 = 641511,6 \frac{J}{kg}$$

$$h_1^0 = c_{pC} T_1^0 = 289440 \frac{J}{kg}$$

$$\dot{m}_f H_i = \dot{m}_a h_3^0 + \dot{m}_f h_3^0 - \dot{m}_a h_2^0$$

$$\dot{m}_f = \frac{\dot{m}_a (h_3^0 - h_2^0)}{H_i - h_3^0} = 0,1842 \frac{kg}{s}$$

verifico $\rightarrow f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} \rightarrow \dot{m}_f = 10 \cdot 0,1842 = 0,1842 \frac{kg}{s}$ ok!

$$\frac{P_3^0}{P_2^0} = \epsilon_b \rightarrow P_3^0 = \epsilon_b P_2^0 = 11,76 \text{ atm}$$

$$T_{415}^0 = \left(\frac{P_4^0}{P_3^0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} T_3^0 = 636,368 K \approx 636,37 K$$

$$T_4^0 = \eta_{\text{cat}} (T_{415}^0 - T_3^0) + T_3^0 = 690,031 K$$

usando $T_{415}^0 = 636,37 K$, ottengo $T_4^0 = 690,033 K$.

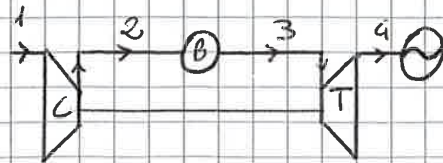
$$h_4^0 = c_{pE} T_4^0 = 828037,2 \frac{J}{kg}$$

usando $T_4^0 = 690,033 K$ ottengo $h_4^0 = 828039,6 \frac{J}{kg}$

calcolo lavori

$$L_T = |h_4^0 - h_3^0| = 579562,73 \frac{J}{kg}$$

$$L_C = h_2^0 - h_1^0 = 352071,6 \frac{J}{kg}$$



calcolo potenze

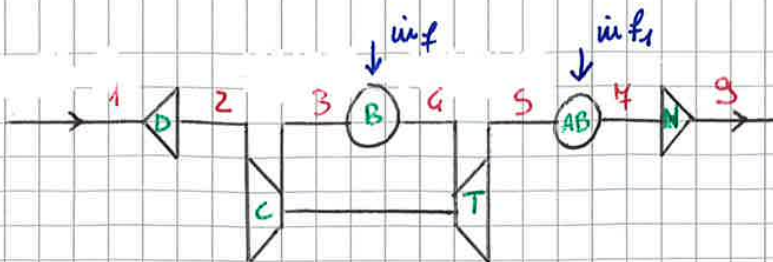
$$P_u = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) L_T - \dot{m}_a L_C = 2,382 \cdot 10^6 W = 2,382 \cdot 10^3 kW = 2,382 MW$$

$$P_{\text{eff}} = P_u \cdot \eta_{\text{me}} = 2,334 MW$$

$$\eta_{\text{th}} = \frac{P_{\text{eff}}}{Q_{\text{fornita}}} = \frac{P_{\text{eff}}}{\dot{m}_f H_i} = 0,2947 \approx 0,295$$

$$SFC = \frac{\dot{m}_f (g/s)}{P_{\text{eff}} (kW)} = 0,07892 \frac{g}{kW \cdot s} = 284,11 \frac{g}{kW \cdot h}$$

grafico/schemma:



punto 1

$$P_1 = P_0 = 19399 \text{ Pa} \quad T_1 = T_0 = 216,65 \text{ K}$$

$$P_1^0 = P_1 \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} = 29854,55 \text{ Pa}$$

$$T_1^0 = T_1 \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M^2 \right) = 247,15 \text{ K}$$

punto 2

$$P_2^0 = \epsilon_d P_1^0 = 28938,9 \text{ Pa}$$

$$T_2^0 = T_1^0 = 247,15 \text{ K}$$

punto 3

$$P_3^0 = \beta_c P_2^0 = 328393,926 \text{ Pa}$$

$$\eta_{vac} = \frac{T_{315}^0 - T_2^0}{T_3^0 - T_2^0} \Rightarrow T_3^0 = \frac{T_{315}^0 - T_2^0}{\eta_{vac}} + T_2^0$$

$$T_{315}^0 = T_2^0 \left(\frac{P_3^0}{P_2^0} \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} = 519,04 \text{ K} \quad , \text{ da cui } T_3^0 = 567,02 \text{ K}$$

punto 4

$$P_4^0 = \epsilon_b P_3^0 = 321826,05 \text{ Pa}$$

$$T_4^0 = 1127 \text{ K} \quad (\text{mi viene data})$$

calcolo ora la f , che mi sarà utile successivamente

$$f = \frac{c_{pe} T_4^0 - c_{pe} T_3^0}{\eta_b h_i - c_{pe} T_4^0} = 0,01620905$$

$$\frac{I}{\dot{m}_a} = (1+f) M_g - M_{w0} = 506,53 \frac{N}{\text{kg} \cdot \text{s}}$$

$$\eta_{th} = \frac{(1+f) M_g^2 - M_{w0}^2}{2f H_i} = 0,337765$$

$$\eta_p = \frac{2 M_{w0} [(1+f) M_g - M_{w0}]}{(1+f) M_g^2 - M_{w0}^2} = 0,49587$$

$$\eta_{globale} = \eta_o = \eta_{th} \cdot \eta_p = 0,1675$$

$$TSFC = \frac{f}{(1+f) M_g - M_{w0}} = 3,3292 \cdot 10^{-5} \frac{\text{kg}}{\text{N} \cdot \text{s}} = 119,85 \frac{\text{kg}}{\text{h} \cdot \text{KN}}$$

$$T = \left(\frac{I}{\dot{m}_a} \right) \dot{m}_a$$

$$\dot{m}_0 = \dot{m}_{0SL5} \cdot \frac{P_{z0}^0}{P_{z0}^0} \cdot \sqrt{\frac{T_{z0}^0}{T_{z0}^0}} = 16 \text{ kg/s} \quad \dot{m}_a = \dot{m}_0 - f \dot{m}_0 = 15,17 \text{ kg/s}$$

$$T = 7952,5 \text{ N} = 7,95 \text{ KN}$$

Quanto carburante consumo in 1h di volo?

$$m_f(1h) = 3600 \cdot (\dot{m}_o f) = 971,34 \text{ kg}$$

$$\eta_{globale} = \eta_{th} \cdot \eta_p = 0,1835$$

$$\frac{T}{\dot{m}_a} = (1+f+f_1) \dot{m}_g - \dot{m}_0 = 522,078 \frac{N}{kg \cdot s}$$

$$TSFC = \frac{(f+f_1)}{(1+f+f_1) \dot{m}_g - \dot{m}_0} = 4,241 \cdot 10^{-5} \frac{kg}{s \cdot N} = 262,97 \frac{kg}{h \cdot KN}$$

$$T = \left(\frac{T}{\dot{m}_a} \right) \cdot \dot{m}_a = 8146,6 \text{ KN}$$

usando:

$$T = (\dot{m}_0 + \dot{m}_f + \dot{m}_{f_1}) \dot{m}_g - \dot{m}_0 \dot{m}_0 = 20,630 \text{ KN}$$

~~Si nota come la T passi da KW a KW;
 Cio' vuole dire un incremento del. u termini di spinta.
 A questo aumento però sono aumentati i consumi, e cio'
 è confermato dal TSFC, aumentato del~~

Vediamo dunque in termini ancora più pratici quanto carburante è stato consumato in questa condizione:

$$\dot{m}_f = f_1 \cdot \dot{m}_0 = 0,02045 \cdot 163 = 0,334 \text{ Kg/s}$$

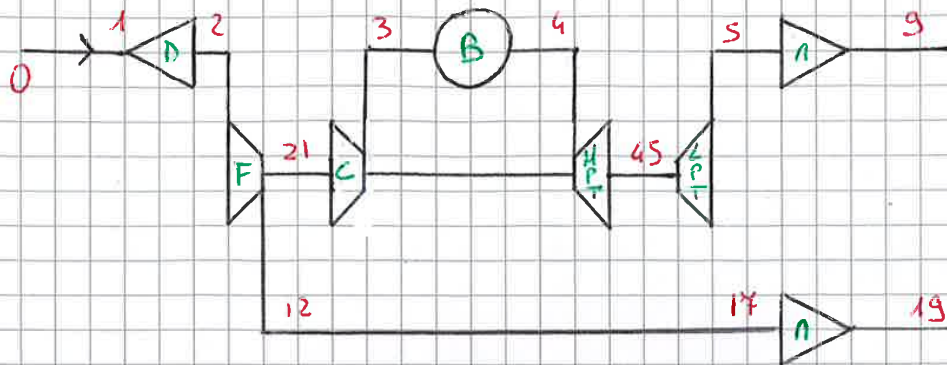
$$\dot{m}_f(1h)_{ABON} = 3600 \cdot \dot{m}_f = 1224 \text{ Kg} \rightarrow \text{solo consumo AB}$$

Sommando a questo il termine di $\dot{m}_f(1h)$ del caso AB=OFF ottengo (infatti $\dot{m}_f(1h)_{ABON}$ è il solo consumo dell'AB):

$$\dot{m}_f(1h)_{TOT} = \dot{m}_f(1h)_{ABOFF} + \dot{m}_f(1h)_{ABON} = 941,34 + 1224 = 2165,34 \text{ Kg}$$

L'AB ha prodotto un incremento dei consumi del % 111...

schema:



Comincio l'analisi dell' ODP.

$$\textcircled{1} P_1^o = P_0^o$$

$$T_1^o = T_0^o$$

$$\textcircled{2} P_2^o = \epsilon_d P_1^o = 99298,5 \text{ Pa}$$

$$T_2^o = T_1^o = T_0^o = 288,16 \text{ K}$$

$$\textcircled{21} P_{21}^o = P_2^o B_f = 156891,63 \text{ Pa}$$

$$\eta_{\text{comp}} = \frac{T_{1215}^o - T_2^o}{T_{12}^o - T_2^o} \rightarrow T_{12}^o = \frac{T_{1215}^o - T_2^o}{\eta_{\text{comp}}} + T_2^o$$

$$\frac{T_{1215}^o}{T_2^o} = \left(\frac{P_{12}^o}{P_2^o} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} \rightarrow T_{1215}^o = T_2^o \left(B_f \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}}$$

$$T_{12}^o = T_2^o \left[\left(-1 + \frac{B_f^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}}}{\eta_{\text{comp}}} \right) + 1 \right] = 334,4 \text{ K}$$

seguo il flusso freddo e calcolo M_{19}

$$M_{19} = \sqrt{2 \eta_{\text{comp}} C_p T_{12}^o \left[1 - \left(\frac{P_{19}^o}{P_{12}^o} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} \right]} = 243,83 \text{ m/s}$$

$$\eta_{\text{dat}} = \frac{h_4^0 - h_{4s}^0}{h_4^0 - h_{4s1s}^0} \rightarrow = \frac{T_4^0 - T_{4s}^0}{T_4^0 - T_{4s1s}^0} \rightarrow T_{4s1s}^0 = -\frac{T_4^0 - T_{4s}^0}{\eta_{\text{dat}}} + T_4^0 = 1052,21 \text{ K}$$

$$\left(\frac{T_{4s1s}^0}{T_4^0}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \frac{P_{4s}^0}{P_4^0} \rightarrow P_{4s}^0 = 710540,85 \text{ Pa}$$

⑤ $P_{\text{LPT}} = P_{\text{LPC}}$

$$\eta_{\text{mt}} (\dot{m}_{a1} + \dot{m}_f) (h_{4s}^0 - h_5^0) = \frac{(\dot{m}_{a1} + \dot{m}_{a2})}{\eta_{\text{mc}}} (h_{21}^0 - h_2^0)$$

$$h_5^0 = \frac{(1+BPR)(h_{21}^0 - h_2^0)}{\eta_{\text{mt}} \eta_{\text{mc}} (1+f)} + h_{4s}^0 = 1787545,56 \frac{\text{J}}{\text{kg}} \quad T_5^0 = 696,943 \text{ K}$$

$$T_{5s1s}^0 = \frac{T_5^0 - T_{4s}^0}{\eta_{\text{mt}}} + T_{4s}^0 = 676,824 \text{ K}$$

$$\frac{P_{5s1s}^0}{P_{4s}^0} = \left(\frac{T_{5s1s}^0}{T_{4s}^0}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \rightarrow P_{5s1s}^0 = P_5^0 = 108378,75 \text{ Pa}$$

calcolo ora M_g

$$M_g = \sqrt{2 \dot{m}_{\text{tot}} C_{pT} T_5^0 \left[1 - \left(\frac{P_5^0}{P_5^*}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} = 157,41 \text{ m/s}$$

$$T = (\dot{m}_{a1} + \dot{m}_f) M_g + \dot{m}_{a2} M_{g2} - \dot{m}_{\text{tot}} (\dot{m}_{a1} + \dot{m}_{a2}) \Rightarrow$$

$$\frac{T}{\dot{m}_0} = \frac{(1+f) M_g + BPR M_{g2}}{1+BPR} - \dot{m}_{\text{tot}} \left(\frac{1}{1+BPR}\right) \underset{=0}{=} = 261,81 \frac{\text{N}}{\text{kg} \cdot \text{s}}$$

$$TSFC = \frac{T}{(1+f) M_g + BPR M_{g2}} = 8,74 \cdot 10^{-6} \frac{\text{kg}}{\text{N} \cdot \text{s}}$$

$$\eta_{\text{th}} = \frac{(1+f) M_g^2 + BPR M_{g2}^2 - (1+BPR) \dot{m}_{\text{tot}}^2}{2 \dot{m}_0} = 0,3542$$

$$\eta_{\text{LP}} = \frac{T \cdot \dot{m}_{\text{tot}}}{P_0} = 0$$

$$T_{12}^0 = \frac{T_{1215}^0 - T_2^0}{\eta_{\text{bat}}} + T_2^0 = \frac{T_{1215}^0}{\eta_{\text{bat}}} + T_2^0 \left(1 - \frac{1}{\eta_{\text{bat}}}\right) = 294,42 \text{ K}$$

seguo il flusso freddo:

$$\dot{M}_{19} = \sqrt{2 \eta_{\text{bat}} c_p T_{12}^0 \left[1 - \left(\frac{P_{19}}{P_2^0}\right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}}\right]} = 366,25 \text{ W/s}$$

seguo il flusso caldo:

$$\textcircled{3} P_3^0 = \frac{OPR}{PR} P_2^0 = 1,519 \cdot 10^6 \text{ Pa}$$

$$T_{315}^0 = T_{21}^0 B_c^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} = 435,12 \text{ K}$$

$$\eta_{\text{bac}} = \frac{T_{315}^0 - T_{21}^0}{T_3^0 - T_{21}^0} \rightarrow T_3^0 = \frac{T_{315}^0 - T_{21}^0}{\eta_{\text{bac}}} + T_{21}^0 = T_{21}^0 \left\{1 + \frac{1}{\eta_{\text{bac}}} \left[B_c^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1\right]\right\} = 800,931 \text{ K}$$

$$\textcircled{4} P_4^0 = E_b P_3^0 = 1,443 \cdot 10^6 \text{ Pa}$$

$$T_4^0 = 1380 \text{ K}$$

$$f = \frac{c_p T_4^0 - c_p T_3^0}{\eta_{\text{bat}} h_i - c_p T_4^0} = 0,0184$$

$$\textcircled{5} P_{\text{HPT}} = P_{\text{HPC}}$$

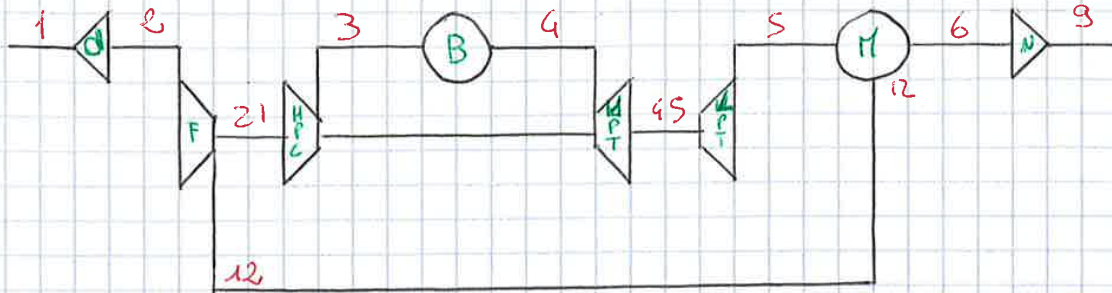
$$\eta_{\text{HPT}} (\dot{m}_{a4} + \dot{m}_{a1}) (h_4^0 - h_{45}^0) = \frac{1}{\eta_{\text{HPC}}} (\dot{m}_{a1}) (h_3^0 - h_{21}^0) \rightarrow$$

$$\rightarrow T_{45}^0 = \frac{c_p (T_{21}^0 - T_3^0)}{c_p \eta_{\text{HPC}} \eta_{\text{HPT}} (1+f)} + T_4^0 = 933,455 \text{ K}$$

$$T_{4515}^0 = \frac{T_{45}^0 - T_4^0}{\eta_{\text{bat}}} + T_4^0 = 909,953 \text{ K}$$

Esercitazione 7 - Turbofan con mixer (flussi associati)

FMO-GE-129



OPR = 30,4

FBR = $\beta_f = 3,85$

BPR = 0,8

$\dot{m}_0 = 115,21 \text{ kg/s}$

TIT = $T_4^0 = 1500 \text{ K}$

$\epsilon_b = 0,98$

$\epsilon_d = 0,96$

$\dot{m}_{\text{hot}} = \dot{m}_{\text{cold}} = 0,86$

$\dot{m}_{\text{hot-H-L}} = 0,91$

$c_{p_c} = 1005 \frac{\text{J}}{\text{kgK}}$

$c_{p_t} = 1250 \frac{\text{J}}{\text{kgK}}$

$\dot{m}_n = 0,9$

$\dot{m}_b = 0,99$

$\gamma_c = 1,4$

$\gamma_t = 1,33$

$H = 43 \text{ MJ/kg}$

$\dot{m}_{\text{ME}} = \dot{m}_{\text{MC}} = 1$

condizioni:

$z = \text{om}$

$M_{\text{in}} = 0$

$T_e = P \text{ ISA}$

$T = 288 \text{ K}$

$P = 101325 \text{ Pa}$

Valori di riferimento:

$T = 45 \text{ KN}$

$\text{SFC} = 45 \frac{\text{kg/h}}{\text{KN}}$

① $P_1^0 = P_0^0$

$T_1^0 = T_0^0$

② $T_2^0 = T_1^0 = T_0^0$

$P_2 = \epsilon_d P_1 = 97272 \text{ Pa}$

② $P_{12}^0 = P_{21}^0 = \beta_f P_2^0 = 374497,2 \text{ Pa}$

$T_{1215}^0 = T_2^0 \beta_f^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} = 423,54 \text{ K}$

$T_{12}^0 = T_2^0 + \frac{T_{1215}^0 - T_2^0}{\dot{m}_{\text{hot}} / \dot{m}_{\text{cold}}} = 445,6 \text{ K}$

③

$P_3^0 = \text{OPR} P_2^0 = 2957068,8 \text{ Pa}$

$T_{315}^0 = T_{12}^0 \left(\frac{\text{OPR}}{\beta_f} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} = 806,17 \text{ K}$

$T_3^0 = \frac{T_{315}^0 - T_{12}^0}{\dot{m}_{\text{hot}} / \dot{m}_{\text{cold}}} + T_{12}^0 = 862,54 \text{ K}$

$$TSFC = \frac{w \dot{m}}{T} = \frac{f}{T/\dot{m}_{air}} = \frac{f}{(1+BPR+f)u_g - (1+BPR)u_{in}} = 2,10 \cdot 10^{-5} \frac{Kg}{N \cdot s}$$

$$\eta_{th} = \frac{(1+BPR+f)u_g^2 - (1+BPR)u_{in}^2}{2fH_i} \approx 0,35,6 \approx 35,61\%$$

$\eta_p = 0$ (siccome a punto fisso)

④ $P_4^0 = \epsilon_b P_3^0 = 1439625,6 \text{ Pa}$
 T_4^0 data

④⑤ $P_{\text{NRT}} = P_c$

$(\dot{m}_a + \dot{m}_f)(h_4^0 - h_{45}^0) = \dot{m}_a(h_3^0 - h_2^0)$

$(1+f)(h_4^0 - h_{45}^0) = h_3^0 - h_2^0 \rightarrow T_{45}^0 = \frac{c_{pe}(-T_3^0 + T_2^0)}{(c_{pe})1+f} + T_4^0 = 1101,67 \text{ K}$



$f = \frac{c_{pe}T_4^0 - c_{pe}T_3^0}{\eta_b h_c - c_{pe}T_4^0} = 0,2257$

$T_{4515}^0 = \frac{T_{45}^0 - T_4^0}{\eta_{\text{OAT}}} + T_4^0 = 1094,74 \text{ K}$

$P_{45}^0 = \left(\frac{T_{4515}^0}{T_4^0}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \cdot P_4^0 = 566803,2 \text{ Pa}$

⑤ $\frac{T_3''}{T_{45}^0} = \left(\frac{P_3''}{P_{45}^0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \rightarrow P_3'' = P_{45}^0 \rightarrow T_3'' = 718,66 \text{ K}$

$\Delta h_0 = h_{45}^0 - h_{3''}^0 = 599443 \frac{\text{J}}{\text{kg}}$

$P_{\text{ax,E}} = \dot{m}_R \dot{m}_{\text{OAT}} (1+f) \eta \Delta h_0 = 4135,6 \text{ kW}$

$1 \text{ cv} = 0,73 \text{ kW} \quad 1 \text{ kW} = 1,34 \text{ Hp}$

$u_3 = \sqrt{2 \eta_{\text{OAT}} (1-\lambda) \Delta h_0} = 344,6 \text{ m/s}$

$T = \dot{m}_a (1+f) u_3 = 2956,6 \text{ N}$

$\text{BSFC} = \frac{\dot{m}_f}{P_{\text{ax,E}}} = 3,82 \cdot 10^{-4} \frac{\text{g/s}}{\text{kW}}$

Propulsione Aerospaziale - Larocca

I motori si differenziano principalmente per 3 caratteristiche:

- ① Modalità di accensione → Otto, Diesel, benzina
- ② Durata del ciclo → 4t e 2t
- ③ Sistema di raffreddamento → aria o liquido

Riguardo al punto 2, il motore 2t è più semplice del 4t, ma è meno efficiente in quanto in fase di ricambio d'aria, parte di questa combusta (misto carburante) esce, e non è utilizzabile per produrre potenza, ed inoltre inquina. Noi useremo più i motori 4t (4 cicli/corse del pistone)

Alcune relazioni da ricordare:

• $\frac{C_p}{C_v} = \gamma = 1,4$ (aria)

• $C_v = \frac{1}{\gamma - 1} R$

• $C_p = \frac{\gamma}{\gamma - 1} R$

• $C_p - C_v = R$

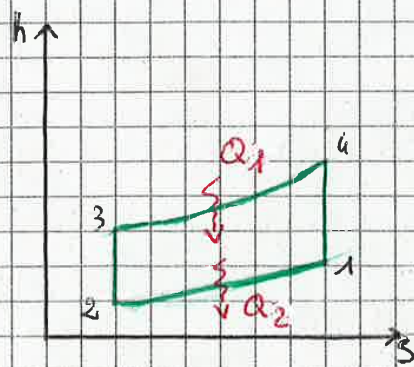
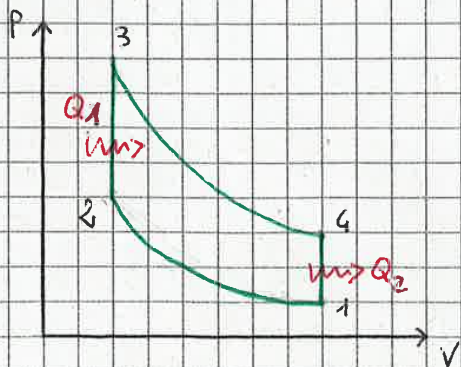
• $R = \frac{R}{\text{massa molecolare}}$

• $V_c = i V_0 = i \frac{\pi d^2}{4} L$

$i \frac{\pi (d/2)^2 L}{4} \rightarrow \frac{C}{d} \sim 1$

• $dL = p dV$

Ciclo Otto - accensione comandata



$V_1 = V_4 = V_{max}$

$V_2 = V_3 = V_{min}$

adiabatiche: $pV^\gamma = \text{cost}$

$pV^\gamma = \text{cost}$

$TV^{\gamma-1} = \text{cost}$

$\frac{T}{p^{1/\gamma}} = \text{cost}$

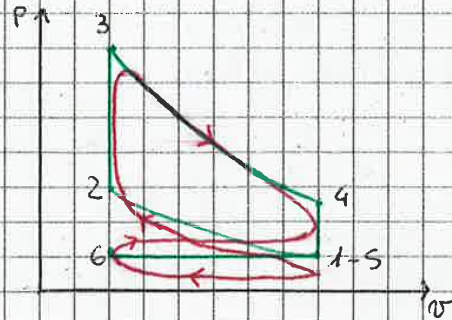
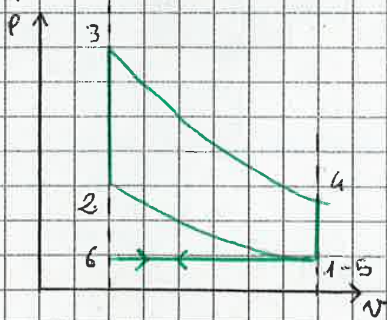
Breve confronto Otto - Diesel

Otto	Diesel
① $\rho < 10$	$\rho > 13/15$
② $T(\text{infiammabilità}) < 693K$ <small>o detonazione</small>	$T(\text{infiammabilità}) > 743K$
③ $r_{pm\ Otto} > r_{pm\ Diesel}$	
④ $massa_{otto} < massa_{diesel}$	
⑤ A parità di ρ , $\eta_{otto} > \eta_{diesel}$	



Ciclo limite e diagramma indicatore (ciclo indicato)

Il ciclo limite mostra il comportamento del sistema usando/considerando fluido reale in macchina ideale.



Rendimento:

- limite $\eta_{lim} = \frac{L_{lim}}{m_b H_i}$

- termodinamico interno $\eta_{tdi} = \frac{L_i}{L_{lim}}$

- interno/indicato $\eta_{ii} = \frac{L_i}{m_b H_i} = \eta_{tdi} \eta_{lim}$

- organico $\eta_o = \frac{L_u}{L_i} = \frac{P_{me}}{P_{me}}$

- ideale $\eta_{id} = \frac{L_{id}}{C_1} = 1 - \frac{1}{\rho^{\gamma-1}}$

m_b = massa carburante

H_i = potere calorifico inf.

L_i = lavoro interno

L_{lim} = lavoro limite

L_u = lavoro utile

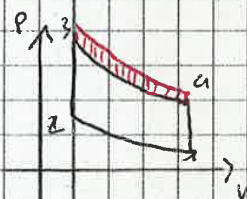
- Esaminò ora le 3 cause delle differenze nei valori delle pressioni e temperatura (perdite del ciclo limite)

① " c_p " e " c_v " aumentano all'aumentare della temperatura, ma tali che $c_v - c_p = R$. Di conseguenza all'aumentare della temperatura, diminuisce il valore del rapporto $\gamma = \frac{c_p}{c_v}$
 Inoltre si verifica $\eta_{lim} < \eta_{id}$

② Dissociazione nella combustione

Una parte dell'energia tecnica del combustibile non è recuperata al PMS perché le molecole si dissociano per l'alta temperatura. Durante l'espansione, T diminuisce, le molecole si associano e l'energia è di nuovo a disposizione per riscaldare gas combusti. Q_1 non cambia, ma è fornito a minori valori di ϕ , portando ad avere $\eta_{lim} < \eta_{id}$

③ cambia $R \rightarrow +$ lavoro espansione $\frac{p_3}{p_2} = \frac{R' T_3}{R T_2}$, $R' < R$



- Impoverendo la miscela al valore $u_b < u_{bst}$ (oppure $f < f_{st}$), la temperatura massima del ciclo diminuisce, si alza il valor medio di γ e diminuiscono i fenomeni dissociativi.
 η_{lim} cresce un poco al diminuire di f .

$$T_3 = T_2 + \frac{H_i}{(1+f_{st})c_v}$$

- Arricchendo la miscela al di sopra del rapporto stechiometrico $u_b > u_{bst}$ (oppure $f > f_{st}$) il ciclo non viene modificato se si trascurano in prima approssimazione gli effetti di f sulla T . Pertanto L_{lim} per miscele ricche è corrispondente a $L_{lim, st}$ della miscela stechiometrica.

$$T_3 = T_2 + \frac{H_i f_{st}}{(1+f)c_v} \quad \text{e} \quad \eta_{lim} = \frac{f_{st}}{f} \eta_{lim, st} = \frac{\alpha}{\alpha_{st}} \eta_{lim, st}$$

con:

- t_1 tempo necessario dopo la scintilla per avviare la reazione in prossimità della candela
- t_2 tempo richiesto perché la fiamma raggiunga il punto più lontano della camera.
- t_3 tempo richiesto perché in questo punto si completi la reazione.

t_1 e t_3 sono legati alla W_r che indica il numero di mole che reagiscono nell'unità di tempo rapportato al numero totale di mole.
 t_2 dipende dal tragitto l_0 percorso dalla fiamma e dalla velocità di propagazione del fronte di fiamma W_a ($\langle W_a \rangle = m/s$)
 Globalmente dunque si ha: $h = \text{coeff. scambio termico}$

$$t_0 = t_1 + t_2 + t_3 = \frac{K_1}{W_r} + \frac{l_0}{W_a} + \frac{K_3}{W_r} \quad \text{con } W_a = \sqrt{h W_r}$$

e $h = \text{costante} = h' n^2$

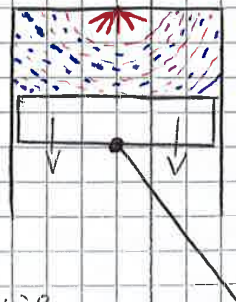
La durata del processo in relazione all'angolo della manovella $\bar{\epsilon}$:

$$\theta_0 = \theta_1 + \theta_2 + \theta_3 = 2\pi n \bar{\epsilon} = 2\pi \left(\frac{K_1 n}{W_r} + \frac{l_0}{\sqrt{h' W_r}} + \frac{K_3 n}{W_r} \right); \quad \theta_0 > 90^\circ \text{ perdite eccessive}$$

per contenere $\theta_2 \rightarrow$ camera compatta + candele poste in modo da minimizzare il percorso di fiamma

θ_0 dipende molto dalla dosatura, la quale dipende da W_r .

Descrivendo il processo di combustione, quando scocca la scintilla, attorno ad essa si forma il focolaio iniziale da questo la combustione si propaga a tutta la carica secondo un fronte di fiamma rappresentato dalla superficie di separazione fra la parte di miscela accesa e non.
 logicamente, man mano che la combustione si completa, aumenta



Anomalie di combustione

• Detonazione

- Accensione spontanea e contemporanea della carica non ancora raggiunta dal fronte di fiamma. La combustione quasi istantanea determina onde di pressione che si sviluppano e propagano attraverso la camera. Le oscillazioni di pressione ($\approx 6000\text{ Hz}$) producono un rumore caratteristico.

Tale fenomeno è dannoso perché diminuisce il rendimento per l'aumento di scambi termici per irraggiamento (Temp. + elevate) e per conduzione (viene distrutto lo strato limite).

Inoltre il pistone viene sollecitato a fatica e vengono favorite le autoaccensioni, che possono portare allo sfondamento del tetto dello stantuffo.

- la detonazione è favorita da:

- | | |
|-----------------------------------|---------------------------------|
| ① alti ϕ | ⑥ sovralimentazione spinta |
| ② miscela povera | ⑦ alte velocità rotazione |
| ③ combustibile con basso # ottano | ⑧ eccessivo anticipo accensione |
| ④ alta temp. aspirazione | |
| ⑤ grandi aperture farfalla | |

- Per ridurre la detonazione giovano camere

- ① di forma compatta
- ② con la parte finale della combustione nella zona della valvola di aspirazione e candeles vicina alla valvola di scarico.

• Autoaccensione per punti caldi

Accensione localizzata prima che la miscela sia raggiunta dal fronte di fiamma a causa di punti caldi metallici o depositi carboniosi incandescenti (- pericolosi perché si eliminano bruciando dei soli).

Perdite che influiscono sul coefficiente di riempimento $\lambda_v = \frac{m_a}{\rho_a V}$

① laminazioni allo scarico. Dopo la corsa di scarico i gas rimasti nel cilindro ad una pressione maggiore di quella dell'ambiente di aspirazione rendono inefficace il primo tratto di aspirazione a causa della loro espansione.

La perdita sarà tanto più bassa quanto più è alta la temperatura di aspirazione e bassa quella esterna.

② Scambi termici con le pareti del cilindro e dei condotti di aspirazione. L'aria, entrando riceve calore dalle pareti con aumento del volume massiccio, e quindi con minor quantità di massa d'aria entrante nel cilindro.

A parità di altre condizioni $\lambda_v \propto \sqrt{T}$

③ laminazioni all'aspirazione. La pressione all'interno del cilindro alla fine della corsa di aspirazione è generalmente inferiore alla pressione esterna.

④ la faseatura della valvola

Per non perdere parte delle corse di aspirazione e scarico, le valvole devono aprirsi e chiudersi prima e dopo i punti morti.

In particolare la valvola di aspirazione deve chiudere dopo il PMI, poiché l'aria continua ad entrare nel cilindro anche dopo che lo stantuffo ha invertito il moto.

Col crescere del n° giri del motore, se fosse possibile variare in modo ottimale l'angolo di chiusura della valvola di aspirazione, λ_v avrebbe andamento decrescente. Usando bene i fenomeni dinamici, si può avere un massimo.



Allontanandosi da questo valore, la durata angolare della combustione cresce in modo sempre + evidente con relativi effetti sul η_{0i} .

η_{0i} diventa inaccettabile per $\alpha < \alpha$, $\alpha > \alpha$, valori in cui $\eta_{0i} = 0$

Il η_{lim} è direttamente proporzionale ad α nelle miscele ricche.

$$\eta_{lim} = \frac{\alpha}{\alpha_{st}} \eta_{lim, st} \quad \eta_{lim} = \frac{f_{st}}{f} \eta_{lim, st}$$

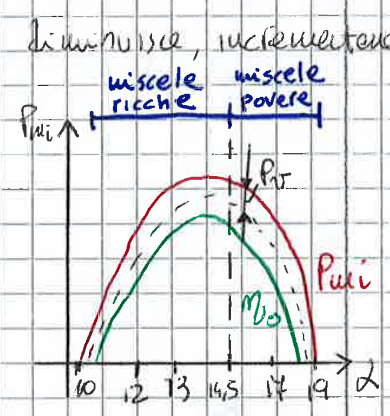
per $\alpha > \alpha_{st}$, η_{lim} cresce ancora, ma in modo meno marcato (vedi grafico)

Il η_i (rendimento utile) = $\eta_{0i} \eta_{lim}$, ha il suo massimo nel campo del povero ($f \approx 0,9 f_{st}$), a causa del massimo poco accentratato di η_{0i} , e si annulla in corrispondenza dello stesso η_{0i} .

Per miscele povere la $P_{ui} = \eta_{0i} \lambda_0 \frac{H_i}{\alpha r}$ diminuisce, incrementando α da $\alpha = \alpha_{st}$.

Per le miscele ricche:

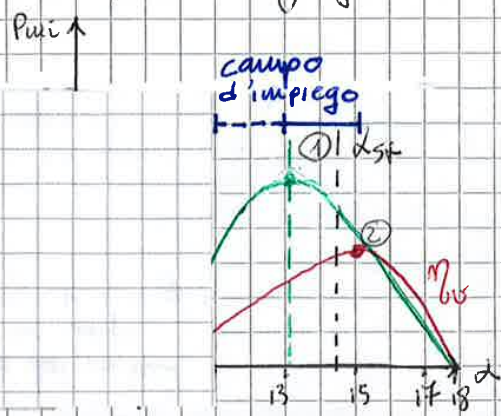
$$P_{ui} = \eta_{0i} \eta_{lim} \lambda_0 \frac{H_i}{\alpha r} = \eta_{0i} \eta_{lim, st} \lambda_0 \frac{H_i}{\alpha_{st} r}$$



$$P_{ue} = P_{ui} - \frac{P_{or}}{\text{costante}}$$

L'andamento del η_{0i} sposta il massimo del $\eta_{0i} = \eta_{0i} \eta_{lim}$ verso miscele solo lievemente povere ($f \approx 0,95 f_{st}$)

L'uso dei motori ad accensione comandata viene compreso tra il max η_{0i} e il valore di max P_{ue} (vedi grafico sotto).



i campi d'impiego miscele ricche - povere sono così:

- ricche $\alpha < P_{ue, max}$
- povere $\alpha > P_{ue, max}$

Variazione delle prestazioni con le condizioni ambiente

numero di giri \rightarrow assegnato

α (dosatura) \rightarrow costante

Proprietà atmosferiche:

$$P_0 = 1012 \text{ bar} ; T_0 = 298 \text{ K}$$

$$P_{uio} = P_{ui} \text{ in condizioni } \rightarrow$$

$$P_{ueo} = P_{ue} \text{ in condizioni } \rightarrow$$

Si ha che η_{lim} è indipendente dalle condizioni ambiente.

η_{oi} varia in maniera modesta per i diversi scambi termici, specie se raffreddato a liquido

Si assume:

ρ densità costante

$$\eta_{oi} = \eta_{lim} \eta_{oi} = \text{cost.} \quad \text{Posto } M = \frac{P}{P_0} \sqrt{\frac{T_0}{T}} \quad \text{si ha:}$$

$$\frac{P_{ui}}{P_{ueo}} = \frac{\lambda v}{\lambda v_0} \frac{v_0}{v} = \mu \quad , \text{ essendo } \lambda \propto \sqrt{T} \text{ e } v \propto T/p$$

Per la costanza di μ si può porre: $P_v = A + B \left(\frac{P_{ui}}{P_{uio}} \right) = A + \mu B$

e la pressione di matrice a vuoto al suolo

in condizioni standard è: $P_{v0} = A + B$. Perciò

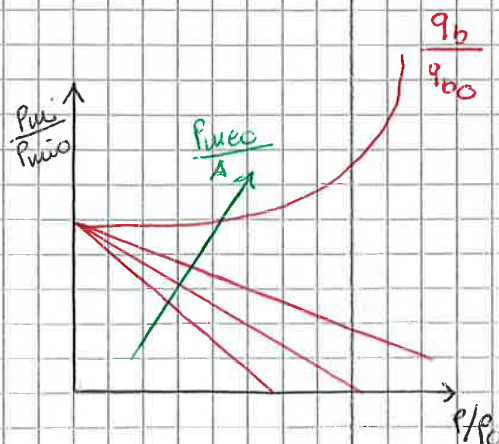
$$\frac{P_{ue}}{P_{ueo}} = \frac{P_{ui} - P_v}{P_{ueo}} = \frac{\mu P_{uio} - P_v}{P_{ueo}} = \frac{\mu (P_{ueo} + A + B) - A - \mu B}{P_{ueo}} = \mu + (\mu - 1) \frac{A}{P_{ueo}}$$

$$P_{ue} = \mu P_{ueo} + (\mu - 1) A = 0$$

$$\mu (P_{ueo} + A) = A \rightarrow \mu = \frac{A}{P_{ueo} + A} = \frac{1}{1 + \frac{P_{ueo}}{A}}$$

$$q_b = \frac{W_b}{P_u} = \frac{1}{\eta_{oi} \eta_{bi}} = \frac{1}{\eta_{oi} \eta_{bo} \eta_{bi}}$$

$$\frac{q_b}{q_{bo}} = \frac{\eta_{bi} \eta_{bo}}{\eta_{iio} \eta_{loo}} = \frac{P_{ueo}}{P_{uio}} \frac{P_{ue}}{P_{ui}} = \frac{P_{ui}}{P_{uio}} \frac{1}{\frac{P_{ue}}{P_{ueo}}}$$



Volo orizzontale

- Voglio percorrere in volo livellato la distanza s con l'assetto di miglior efficienza del velivolo ($E = C_L/C_D = E_{max}$, efficienza massima). La portata L deve eguagliare il peso del velivolo W

$$L = \frac{1}{2} C_L S \rho u^2 = W = \text{cost.}, \quad D = \frac{W}{E_{max}} = \text{cost.}$$

- Il lavoro speso (sD) e, a parità di rendimento dell'elica e del motore, il consumo di carburante, non variano con la quota di volo.

Poiché $u \propto \frac{1}{\sqrt{\rho_2}}$, si capirebbe quindi che converrebbe volare ad una quota maggiore, purché si abbia abbastanza potenza:

$$P_D = uD \propto u \propto \frac{1}{\sqrt{\rho_2}}. \quad \text{Si nota che ho bisogno di più potenza}$$

man mano che si sale (ρ_2 diminuisce con la quota).

- Altri inconvenienti che si incontrano sono dovuti alla riduzione della pressione con la quota (che comporta in maggior parte la riduzione delle prestazioni del motore):
 - vapor lock: bolle di vapore che si formano nel sistema di alimentazione;
 - scarsezze elettriche nel sistema di accensione per il peggioramento delle caratteristiche dielettriche dell'aria.
- Il problema di ottimizzare il volo orizzontale quindi è più complesso, dato che ci si deve occupare di mantenere alte efficienze aerodinamiche, ma anche alti rendimenti di elica e motore.

Usando un motore alternativo, conviene volare:

 - con potenza erogata $< 75\%$ del massimo normale, per lavorare con dosatura di massimo rendimento
 - con bassi n e grandi aperture di farfalla.

rotore alleggerito e/o sovracompresso

Un motore risulta alleggerito ($G' < G$) se è dimensionato per sollecitazioni inferiori a quelle previste a quota zero. Sarà infatti ridotta la massa degli stantuffi e conseguente riduzione delle forze d'inerzia (termine A_2). Quindi si avrà $A' < A$, con aumento di η_0 .

* [Questo motore (di norma) non opererà a piena apertura a quota zero, ma ad una quota detta di adattamento (critical altitude).

Per aumentare il η del ciclo limite, è possibile, in alternativa o congiuntamente all'alleggerimento, aumentare ρ (rapporto di compressione):

Data:

$$\epsilon = \frac{\eta'_{lim}}{\eta_{lim}} = \frac{\left(1 - \frac{1}{\rho^{\gamma-1}}\right)'}{\left(1 - \frac{1}{\rho^{\gamma-1}}\right)}$$

$$\rightarrow P_{lim}' = \epsilon P_{lim}$$

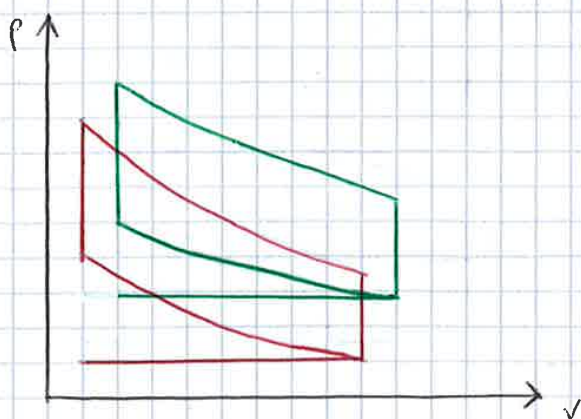
→ aumentano le pressioni nel motore, e quindi B_1 .

Si può assumere $B' = \epsilon B$.

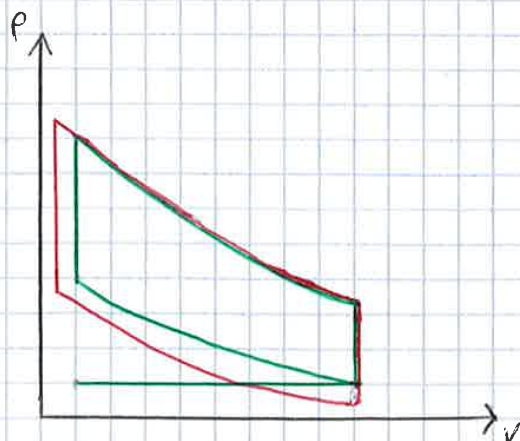
Ma soprattutto aumentano le sollecitazioni, con conseguente pericolo di detonazione. Varrà anche qui *.

Le prestazioni in quota a piena apertura possono essere valutate usando la correzione con M_2 :

$$M_2 = \frac{P_2}{P_0} \sqrt{\frac{T_0}{T_2}}$$



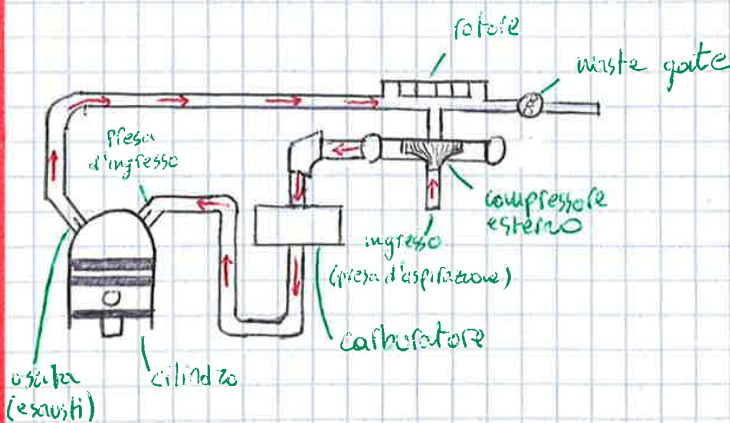
• in quota



↑
sovracompresso

- con alimentazione del fuel a valle del compressore, con minor pericolo di formazione di ghiaccio e condensa di vapori di fuel sulle pareti (motori assiali). E' detta external type.
- Se ho l'intercooler con 2 stadi di compressione, la miscela si forma dopo l'intercooler, dove potrebbero condensare vapori di benzina.
- Se il turbo compressore è azionato da una turbina (a sua volta azionata dai gas molto caldi) adiacente, per sicurezza alimento a valle del compressore.
- la potenza assorbita dal compressore
 - è in parte recuperata (comando meccanico) per migliorare ciclo di aspirazione-statico.
 - è riottenuta (comando turbina), anche in misura maggiore, dal parziale recupero di energia dei gas di scarico. Quindi può crescere in misura più che proporzionale all'aumento di pressione nel collettore.

Si capisce quindi che la sovralimentazione agisce sulla η_a in ingresso, e aumenta la p dell'aria per contrastare la perdita di potenza con la quota attraverso un compressore.



caso 2
(turbina)

- Ma ovviamente non mancano i inconvenienti:
 - pressioni e temperature nel motore sono maggiori, e quindi si hanno maggiori sollecitazioni e un maggior rischio di detonazione.
 - peso del motore maggiore (più che compensato dall'aumento di potenza)
 - complicazioni in fase operativa e di manutenzione.

sostituendo la formula trovata in • trovo:

$$\frac{P_{mi}}{P_{m0}} = \left(\frac{\lambda'v}{\lambda v} \right) \frac{P_c}{P_0} \sqrt{\frac{T_0}{T_c}} = \frac{\lambda'v}{\lambda v} \mu$$

Tanto più è alta la pressione di alimentazione, tanto più si influenza sulla P_c .

$$P_{me} = P_{mi} - P_r$$

$$P_r = A + B \frac{P_{mi}}{P_{m0}} + C - (P_c - P_s)$$

$$P_c = \dot{m}_d L_c \rightarrow L_c + \underset{=0}{\varnothing} = \Delta h^0 \rightarrow L_c = \Delta h^0$$

$$L_c = c_p \Delta T = c_p (T_{c15} - T) \frac{1}{\dot{m}_c} = \frac{1}{\dot{m}_c} c_p T \left(\frac{T_{c15}}{T} - 1 \right)$$

$$\dot{m}_a = \dot{m}_a i \frac{\lambda}{\lambda_{60}}$$

$$\frac{\dot{m}_a}{\dot{m}_{a0}} = \lambda v \left(\frac{v_0}{v_c} \right) \frac{1}{\lambda v_0 \frac{v_0}{v_c}} = \frac{\lambda v}{\lambda v_0} \frac{v_0}{v_c} \left(\frac{\lambda'v}{\lambda v} \right) = \left(\frac{d'v}{d v} \right) \mu = \frac{d'v}{d v} \frac{P_c}{P_0} \sqrt{\frac{T_0}{T_c}}$$

$$P_c = C (i v_0) \frac{\lambda}{60 \mu} \rightarrow C = \frac{P_c}{i v_0} \frac{60 \mu}{\lambda}$$

Per diminuire la P_c , diminuisco la P_t .