

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Meccanica

Relazione per la prova finale
***«Studio sulla propulsione aeronautica
basata sul ciclo a turbina a gas»***

Tutor universitario: Prof. Andrea Diani

Laureando: *Simone Sabbadini Cora*

Padova, 11/03/2024

- Classificazione dei propulsori aeronautici
- Trasformazione della potenza all'interno di un propulsore
- Parametri prestazionali
- Turbogetto semplice
- Metodi per l'incremento temporaneo della spinta propulsiva
- General Electric "J85 – GE – 21"
- Combustori aeronautici
- Considerazioni di carattere ambientale

PROPULSORE AERONAUTICO (o "motori a reazione")

In accordo con la legge di conservazione della quantità di moto, nei sistemi propulsivi aeronautici la spinta risulta essere una forza di reazione dovuta all'applicazione di una forza uguale e contraria direttamente legata all'accelerazione del fluido propulsivo

$$\vec{F} = \frac{d(m\vec{v})}{dt}$$

ad ELICA

$F = \dot{m}_{a,el} (u_w - V_0)$ Il fluido propulsivo viene accelerato mediante l'utilizzo di un organo aerodinamico chiamato *elica*

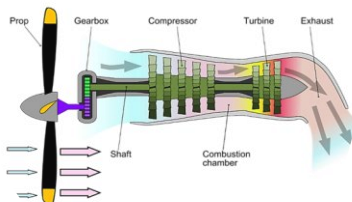
a GETTO (o *esoreattore*)

$F \cong \dot{m}_a (u_{eq} - V_0)$ Il fluido propulsivo, che li attraversa internamente, viene accelerato realizzando una trasformazione di espansione mediante l'ausilio di un *ugello*



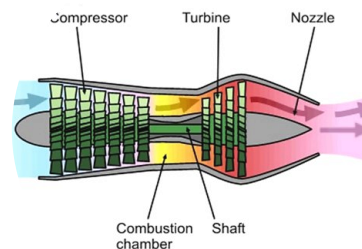
MOTOELICA

L'elica viene mossa da un motore a combustione interna alternativo (basato sul ciclo Otto)



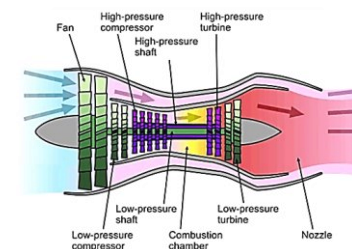
TURBOELICA

L'elica viene mossa da un motore a combustione interna basato sul ciclo a turbina a gas



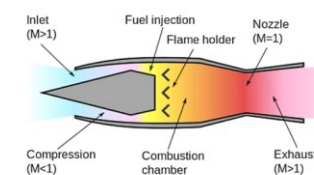
TURBOGETTO

Prima tipologia di propulsore aeronautico nella storia a consentire il volo a velocità supersonica



TURBOVENTOLA

Meccanismo propulsivo che cerca di combinare l'alta spinta di un turbogetto con l'elevata efficienza dell'elica

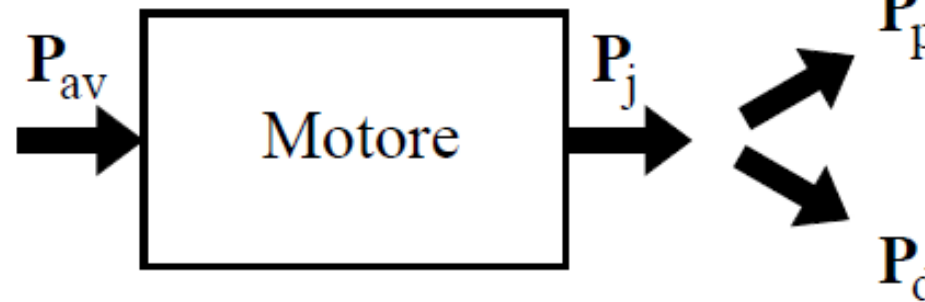


STATOREATTORE

Meccanismo propulsivo che cerca di ridurre la complessità costruttiva del turbogetto eliminando il compressore (NON fornisce spinta per velocità di volo inferiori a Mach 2)

Storicamente, la prima (e fondamentalmente l'unica) fonte di energia primaria utilizzata in un motore aeronautico per generare una spinta propulsiva è stata l'energia chimica ed in particolare, L'**ENERGIA SVILUPPATA DALLE REAZIONI DI COMBUSTIONE** che avvengono tra un combustibile (solitamente un derivato del petrolio) e un comburente (l'ossigeno presente nell'aria)

La **POTENZA DISPONIBILE** (*available*) è l'energia disponibile nell'unità di tempo relativa alla portata di combustibile trasportata a bordo



La **POTENZA DEL GETTO** è la potenza che il propulsore deve essere in grado di cedere al fluido propulsivo al fine di garantire una determinata potenza propulsiva

La **POTENZA PROPULSIVA** è la potenza utilizzata per spingere il veicolo; in condizioni di moto a velocità costante, essa risulta essere pari al prodotto tra spinta e velocità di volo

La **POTENZA DISSIPATA** è la potenza spesa per accelerare il getto ma non utilizzata ai fini propulsivi (il fluido propulsivo viene espulso con un'energia cinetica che prima non aveva)

RENDIMENTI: consentono valutazioni qualitative sul come e quanto la potenza originariamente disponibile si trasforma

- **RENDIMENTO TERMICO:** misura dell'efficienza termodinamica del motore

$$\eta_{th} \cong \frac{P_j}{P_{av}}$$

- **RENDIMENTO PROPULSIVO:** misura dell'efficienza con la quale la potenza del getto viene trasformata in potenza propulsiva

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_j} \cong \frac{2v}{1+v}$$

- **RENDIMENTO GLOBALE:** misura dell'efficienza con la quale la potenza disponibile viene trasformata in potenza propulsiva

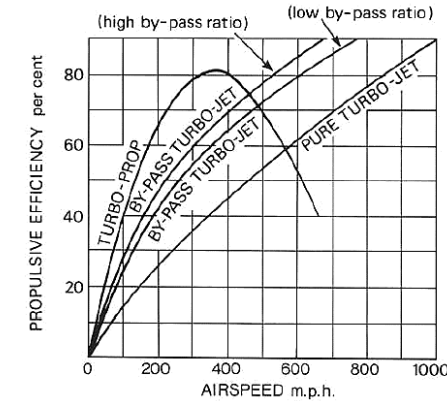
$$\eta_0 = \frac{P_p}{P_{av}}$$

CONSUMO SPECIFICO: misurato in $[(kg/h)/kW]$, indica la quantità di combustibile che è necessario consumare nell'unità di tempo per ottenere una data prestazione di riferimento

- **PROPULSIONE AD ELICA:** la prestazione di riferimento è la potenza meccanica sviluppata all'albero del motore

BSFC (Brake Specific Fuel Consumption) $\xrightarrow{\text{se turboelica}}$ EBSFC

- **PROPULSIONE A GETTO:** la prestazione di riferimento è la spinta sviluppata
TSFC (Trust Specific Fuel Consumption)

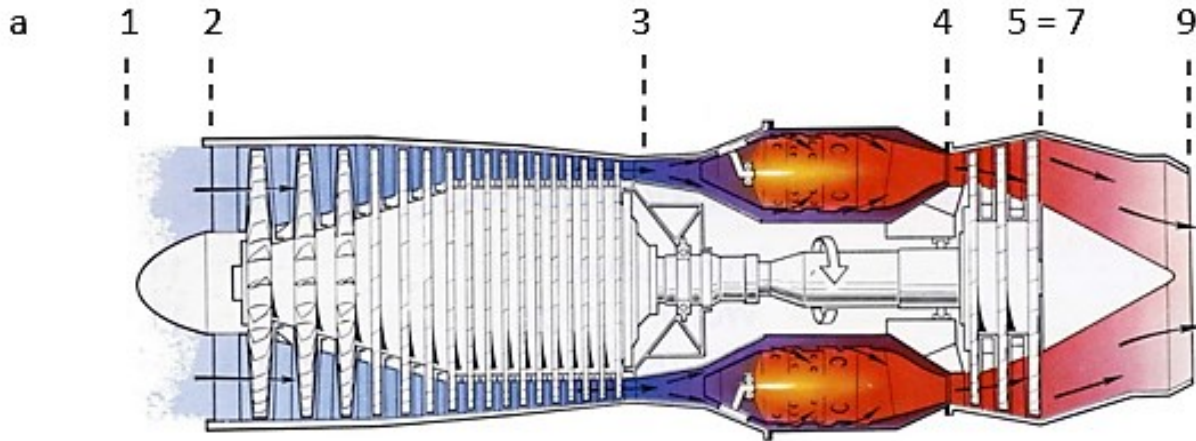


Valutato *al variare della velocità di volo* consente di individuare l'intervallo di funzionamento ottimale che caratterizza ogni tipologia di propulsore



Propulsore	BSFC (kg/h)/kW	EBSFC (kg/h)/kW	TSFC (kg/h)/N
Motoelica	0.20 ÷ 0.30	—	—
Turboelica	—	0.27 ÷ 0.36	—
Turbofan (M=0)	—	—	0.03 ÷ 0.05
Turbogetto (M=0)	—	—	0.07 ÷ 0.11
Ramjet (M=2)	—	—	0.17 ÷ 0.26

Valutato in *condizioni di volo statiche* permette un primo e importante confronto delle prestazioni che caratterizzano le diverse tipologie di propulsori



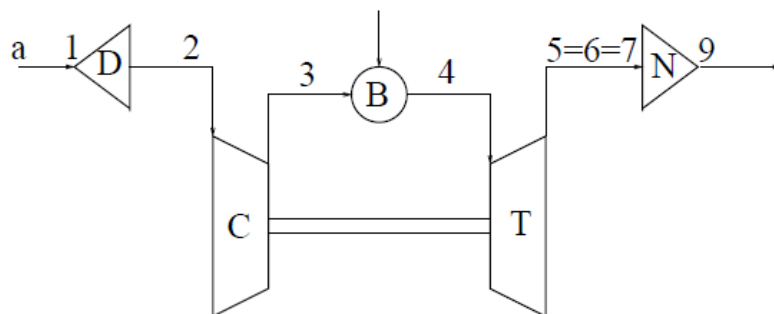
VISTA IN SEZIONE

Il fluido evolvente è aria con calore specifico costante c_p

Funzionamento a punto fisso

Grandezze statiche coincidono con quelle totali in tutti i componenti tranne che nell'ugello

RAPPRESENTAZIONE SCHEMATICA



COMPONENTI

- **PRESA DINAMICA (1 – 2):**
Componente senza parti in movimento atto a convogliare l'aria all'interno del propulsore e ad abbassarne la velocità all'ingresso del compressore
- **COMPRESSORE (2 – 3):**
Turbomacchina operatrice caratterizzata da un ben definito rapporto di compressione
- **COMBUSTORE (3 – 4):**
Componente che permette di energizzare il fluido evolvente attraverso la cessione di energia termica a pressione costante
- **TURBINA (4 – 5):**
Turbomacchina motrice la cui funzione è quella di fornire la potenza necessaria a muovere il compressore
- **UGELLO ADATTATO (7 – 9):**
Componente senza parti in movimento utilizzato per convertire l'entalpia in energia cinetica

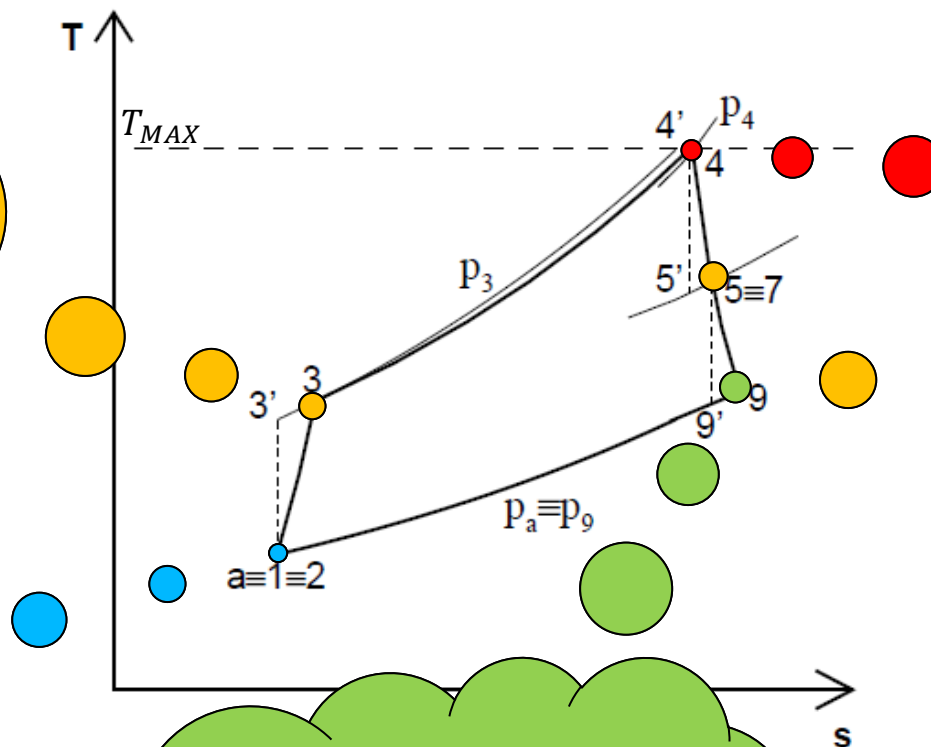
COMPRESIONE ADIABATICA ISOENTROPICA (idealmente):

$$p_3 = \beta_c p_2$$

$$T_{3'} = T_2 \left(\frac{p_2}{p_3} \right)^{\frac{1-k_a}{k_a}}$$

$$T_3 = T_2 + \frac{T_{3'} - T_2}{\eta_c}$$

Nel caso di **FUNZIONAMENTO A PUNTO FISSO** le condizioni del fluido a valle del compressore sono approssimabili alle condizioni ambientali



COMBUSTIONE ISOBARA (idealmente):

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} = \frac{c_p(T_4 - T_3)}{H_V^* - [c_p(T_4 - T^*) + C_{p_f}(T^* - T_f)]} \ll 1$$

$T_{MAX} \rightarrow$ limite imposto dalla turbina

$$p_4 = \eta_{pb} p_3$$

ESPANSIONE ADIABATICA ISOENTROPICA NELL'UGELLO (idealmente):

$$p_9 = p_a \rightarrow \text{ugello adattato}$$

$$T_{9'} = T_5 \left(\frac{p_5}{p_9} \right)^{\frac{1-k_a}{k_a}}$$

$$T_9 = T_5 - \eta_n(T_5 - T_{9'})$$

$$u_e = \sqrt{2 c_p(T_5 - T_9)}$$

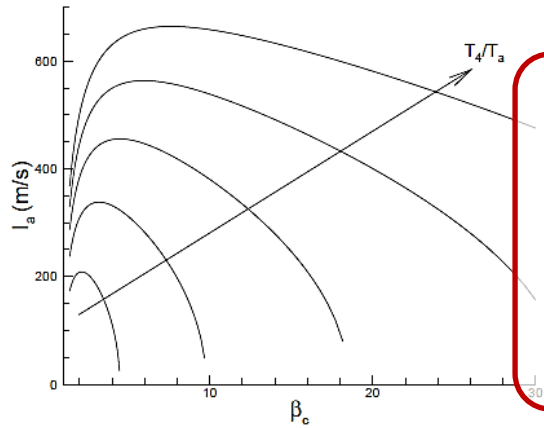
ESPANSIONE ADIABATICA ISOENTROPICA IN TURBINA (idealmente):

$$P_t = \frac{-P_c}{\eta_{mt}\eta_{mc}} \rightarrow T_5 = T_4 + \frac{T_3 - T_2}{\eta_{mt}\eta_{mc}(1+f)}$$

$$T_{5'} = T_4 - \frac{T_4 - T_5}{\eta_t}$$

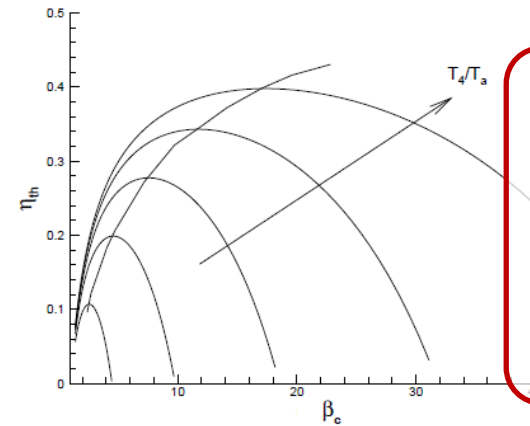
$$p_5 = p_4 \left(\frac{T_4}{T_{5'}} \right)^{\frac{k_a}{1-k_a}}$$

SPINTA SPECIFICA



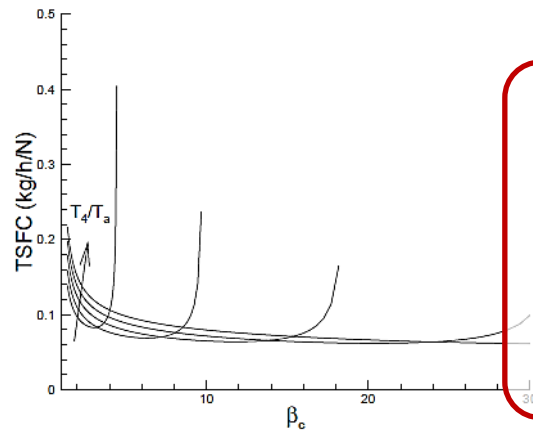
$$I_a \triangleq \frac{F}{\dot{m}_a} = \frac{\dot{m}_a(1+f)u_e}{\dot{m}_a} \cong u_e$$

RENDIMENTO TERMICO



$$\eta_{th} \triangleq \frac{P_j}{P_{av}} = \frac{\dot{m}_a(1+f)u_e^2}{2\dot{m}_f H_V^*} \cong \frac{u_e^2}{2f H_V^*}$$

CONSUMO SPECIFICO



$$TSFC \triangleq \frac{\dot{m}_f}{F} = \frac{f}{I_a} \cong \frac{f}{u_e}$$

	Turbogetto			
	Semplice	H ₂ O in compr.	H ₂ O in comb.	Post-Comb.
Spinta Relativa	1.00	1.25	1.30	1.50
TSFC Relativo	1.00	6.00	3.00	2.30

Per un propulsore aeronautico una caratteristica fondamentale è quella di possedere un'elevata **FLESSIBILITÀ DI UTILIZZO** in modo da garantire, in alcune fasi particolari del volo, un incremento della spinta rispetto ai valori di crociera per cui è stato progettato

$$F = \dot{m}_a(1 + f)u_e$$

INIEZIONE DI LIQUIDI ...

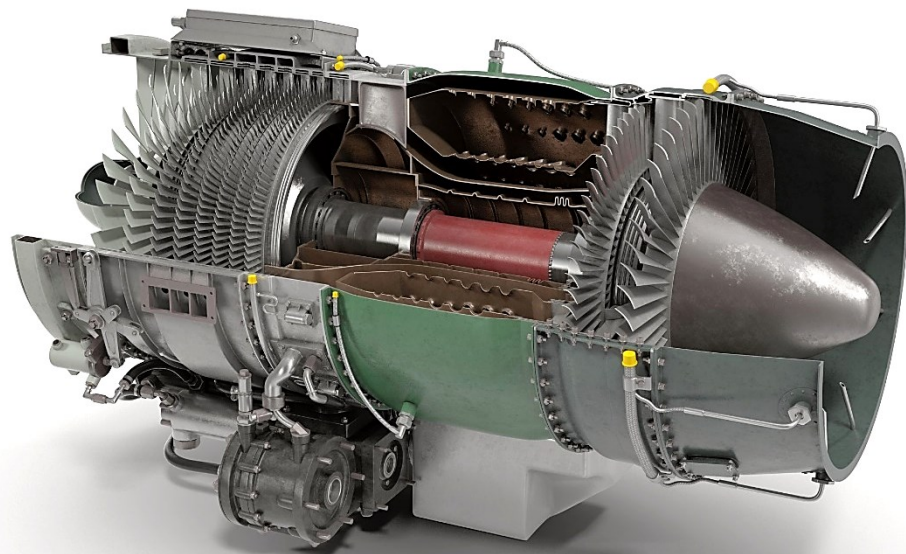
la spinta propulsiva può essere aumentata agendo sulla **PORTATA DI MASSA DI FLUIDO ESPULSO**, ad esempio mediante l'iniezione di una portata addizionale di liquido refrigerante direttamente all'interno del motore

... a monte del compressore

... in camera di combustione

POSTCOMBUSTIONE

la spinta propulsiva può essere aumentata agendo sulla **VELOCITÀ DI USCITA DEL FLUIDO ESPULSO**; sfruttando ad esempio, l'elevata disponibilità di ossigeno contenuta nei gas di scarico è possibile far avvenire una seconda reazione di combustione senza dover limitarne la temperatura finale



Nonostante il primo progetto di questa gamma di motori risalga agli inizi degli anni Cinquanta, il J85 della General Electric è ancor'oggi il motore turbogetto con il più alto rapporto potenza/peso disponibile sul mercato; per tale motivo la *United States Air Force* prevede di mantenerlo in servizio fino al 2040

La versione "– 21" prevede un compressore a flusso assiale a 9 stadi mosso da 2 stadi di turbina e una camera di combustione di tipo anulare con 18 candele

DATI DI TARGA PROPULSORE "J85 - GE - 21"

COMBUSTIBILE		JP - 4	
POTERE CALORIFICO INFERIORE (MISURATO A 298,15 [K])		43300000	[J/kg]
PORTATA MASSIMA d'ARIA ASPIRATA		24	[kg/s]
RAPPORTO DI COMPRESIONE		8,3	[-]
TEMPERATURA AMMISSIBILE in TURBINA		1250	[K]
TEMPERATURA AMMISSIBILE all'UGELLO		2000 (*)	[K]
SPINTA PROPULSIVA MASSIMA	POSTCOMBUSTORE "OFF"	16014	[N]
	POSTCOMBUSTORE "ON"	22241	[N]
CONSUMO SPECIFICO	POSTCOMBUSTORE "OFF"	3,51E-05	[kg/(N s)]
	POSTCOMBUSTORE "ON"	6,03E-05	[kg/(N s)]

(*): valore limite indicato da *Rolls Royce Group plc*

COMPONENTE	STAZIONE	PRESSIONE	TEMPERATURA	LAVORO SPECIFICO	RAPPORTO di DILUIZIONE	PORTATA di COMBUSTIBILE	VELOCITA' di EFFLUSSO
		[Pa]	[K]	[W/(kg/s)]	[-]	[kg/s]	[m/s]
COMPRESSORE	3	840997,50	579,56	-282820,41	-	-	-
COMBUSTORE	4	790537,65	1250,00	-	1,59E-02	0,38	-
TURBINA	5	280318,52	961,57	294481,90	-	-	-
POSTCOMBUSTORE	7	263499,41	2000,00	-	2,55E-02	0,61	-
UGELLO (POSTCOMBUSTORE "OFF")	9	101325,00	723,83	-	-	-	691,28
UGELLO (POSTCOMBUSTORE "ON")	9	101325,00	1531,65	-	-	-	970,25

	POSTCOMBUSTORE "OFF"	POSTCOMBUSTORE "ON"
SPINTA PROPULSIVA [N]	16590	23280
ERRORE SULLA SPINTA [%]	3,6	4,7
CONSUMO SPECIFICO [kg/(N s)]	2,3E-05	4,3E-05
ERRORE SUL CONSUMO SPECIFICO [%]	- 34,4	- 29,2



OSSERVAZIONI

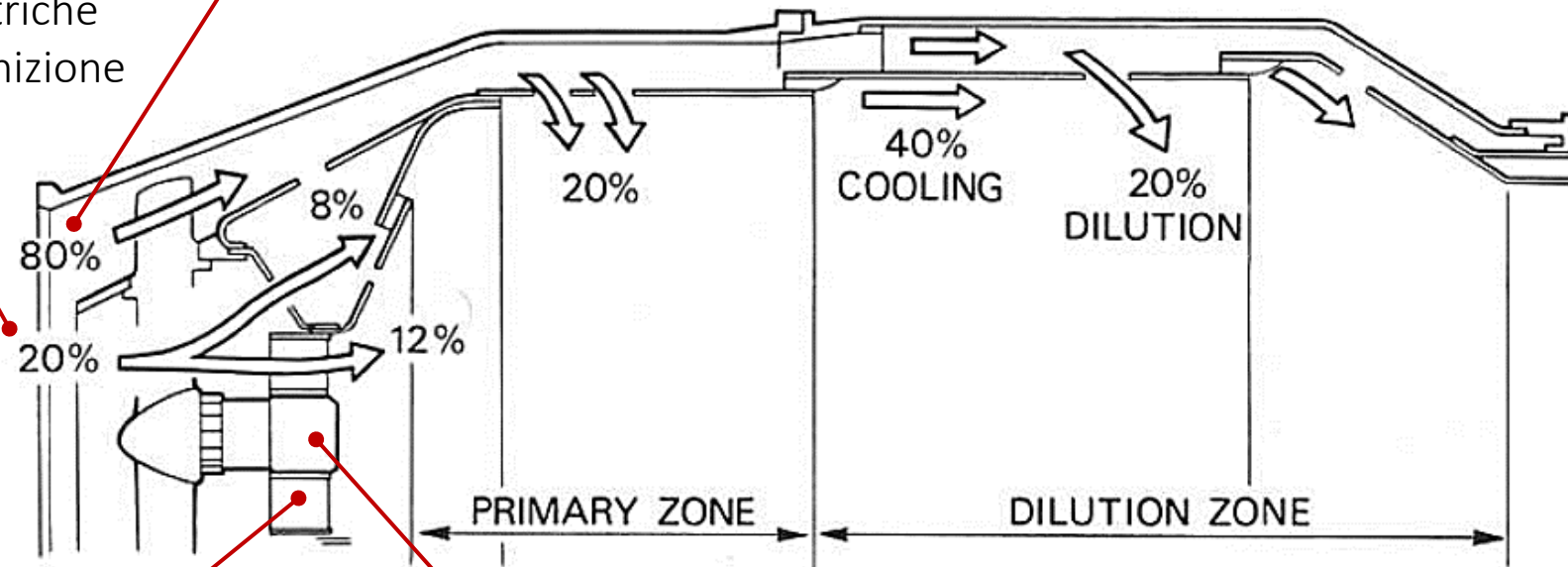
Bisogna considerare che, nella trattazione analitica adottata, NON si sono tenuti in considerazione gli **EFFETTI DI DEGRADAZIONE DELLE PRESTAZIONI** quali:

- Una sensibile riduzione del rendimento pneumatico del postcombustore causato da una caduta di pressione più significativa rispetto a quella considerata nel combustore
- Una riduzione del rendimento adiabatico dell'ugello causato dall'apertura dei petali
- Un leggero abbassamento del rendimento di combustione del postcombustore a causa dalle alte temperature di funzionamento

ARIA PRIMARIA (CIRCA IL 20%
DELLA PORTATA TOTALE): miscelata
con il combustibile in
proporzioni stechiometriche
rendendo possibile l'ignizione

ARIA SECONDARIA (CIRCA L'80% DELLA PORTATA TOTALE): in base allo scopo per cui
è utilizzata può essere suddivisa in altri 3 contributi:

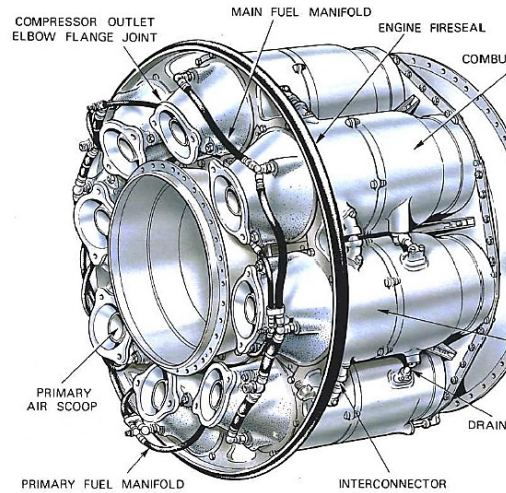
- *ARIA INTERMEDIA* (CIRCA IL 20% DELLA PORTATA TOTALE)
- *ARIA DI RAFFREDDAMENTO* (CIRCA IL 40% DELLA PORTATA TOTALE)
- *ARIA DI DILUIZIONE* (CIRCA IL 20% DELLA PORTATA TOTALE)



GENERATORE DI MOTI DI SWIRL

INIETTORE DI COMBUSTIBILE

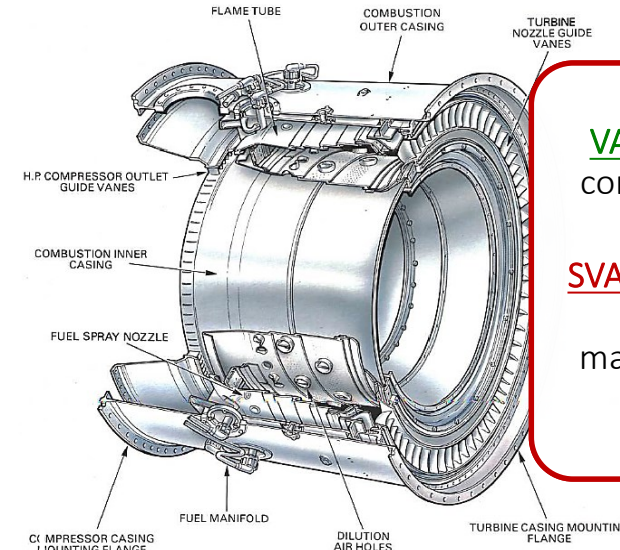
CONFIGURAZIONE TUBOLARE



VANTAGGI: buona miscelazione, robustezza meccanica e facile manutenzione

SVANTAGGI: elevate perdite di carico e necessità di utilizzare elementi di interconnessione

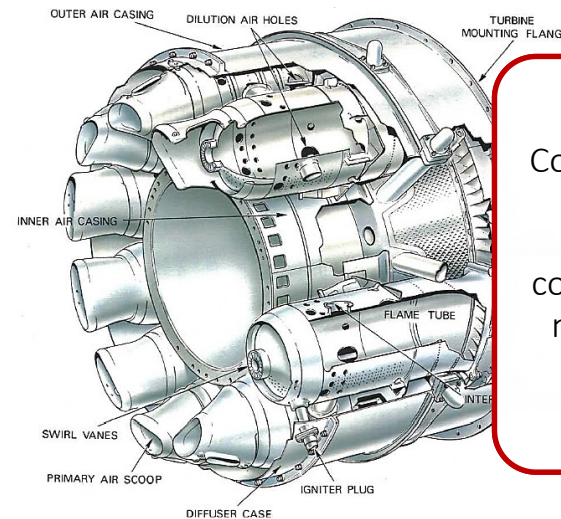
CONFIGURAZIONE ANULARE



VANTAGGI: dimensioni compatte e basse perdite di carico

SVANTAGGI: miscelazione non ottimale e manutenzione complessa e costosa

CONFIGURAZIONE MISTA



Con tale configurazione si cerca di combinare la compattezza dei combustori anulari con le migliori prestazioni dei tubolari

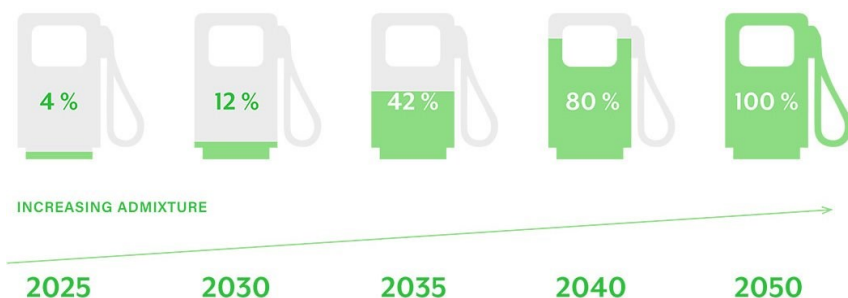
Agenda 2030 per uno sviluppo sostenibile

Sottoscritta nel 2015 dai 193 paesi membri delle Nazioni Unite (O.N.U.), ha tra gli obiettivi quello di raggiungere la neutralità climatica globale entro il 2050



RefuelEU

legge approvata nel 2023 dal Parlamento europeo che obbligherà a partire dal 2025 a garantire che una percentuale del mix di carburanti per l'aviazione sia ottenuta da fonti rinnovabili



Carburanti sintetici

Prodotti per elettro – sintesi dell'idrogeno con il carbonio ottenuto catturando l'anidride carbonica presente nell'atmosfera

Bio – carburanti

Prodotti a partire da residui agricoli o forestali, alghe, grassi animali e rifiuti organici o plastici

Idrogeno “verde”

Ottenuto per elettrolisi dell'acqua utilizzando energia da fonti rinnovabili

- [1] Brunello P., *“Lezioni di Fisica Tecnica[©]”*, EdiSES S.r.l, Napoli, 2017
- [2] Wikipedia, [https://it.wikipedia.org/wiki/Ciclo di Brayton-Joule](https://it.wikipedia.org/wiki/Ciclo_di_Brayton-Joule)
- [3] R. Trebbi, *“Propulsione aeronautica”*, Aviabooks, Torino, 2003
- [4] Nasuti, Lentini, Gamma, *“Dispense del Corso di Propulsione aerospaziale”*, Università degli Studi di Roma “la Sapienza”, Roma, 2004
- [5] Bagatti, Corradi, Desco, Ropa, *“Fisica Dappertutto[©]”*, Zanichielli editore S.p.A., 2014
- [6] Wikipedia, [https://it.wikipedia.org/wiki/Ugello di scarico](https://it.wikipedia.org/wiki/Ugello_di_scarico)
- [7] AA.VV., *“jet engine”*, Technical Publications Department Rolls Royce plc, Derby, 1996
- [8] Roux E., *“Turbofan and Turbojet Engines: Database Handbook”*, Éditions Élodie Roux, Blagnac (Fr.), 2007
- [9] Wikipedia, [https://it.wikipedia.org/wiki/General Electric J85](https://it.wikipedia.org/wiki/General_Electric_J85)
- [10] Minghetti E., *“la turbina a gas: tecnologie attuali e gli sviluppi futuri”*, ENEA – dipartimento energia, Roma, 1996