

PROPULSIONE AEROSPAZIALE

D. Lentini

a.a. 2018/19

1. INTRODUZIONE

- dma.dima.uniroma1.it:8080/STAFF2/lentini.html
(sotto la voce *Lecture Notes*)
 - DISPENSE a.a. 2018/19 (complete)
 - TRASPARENZE (complete)
 - MODALITÀ DI ESAME a.a. 2018/19
 - INDICAZIONI SU PREPARAZIONE TESI
E PRESENTAZIONE a.a. 2018/19
- REGISTRARSI NELL'ELENCO
- PORTARE SEMPRE STRUMENTI DI CALCOLO

1.2 ORARI/CONTATTI

LEZ.:
mart. 12–14 aula 24
merc. 12–14 aula 38
giovedì. 12–14 aula 38
ven. 12–14 aula 38

RICEV.:
mart. 14–16 DL
merc. 14–16 PPC Dip.Ing.Mecc.Aerosp.
giovedì. 14–16 PPC Area Propulsione
ven. 14–16 DL (chostro)

(POSSIBILE VARIAZ. RICEVIM. IN 2° SEMESTRE – CONTROLLARE SITO)

- diego.lentini@uniroma1.it, tel. 0644585281
- TUTOR pietropaolo.ciottoli@uniroma1.it, tel. 0644585895

1.3 MODALITÀ ESAME

- **PROPEDEUTICITÀ: CHIMICA, AERODINAMICA, FISICA TECNICA**
- **PROVA SCRITTA:**
 - **ESERCIZIO SU PROPULSORI AERONAUTICI (9 PUNTI)**
 - **ESERCIZIO SU PROPULSORI SPAZIALI (6 PUNTI)**
 - **15 (SEMPLICI) DOMANDE (1 PUNTO CIASCUNA)**
- **3 ORE e 15 min A DISPOSIZIONE**
- **PROVA ORALE: DISCUSSIONE DELLO SCRITTO**

1.4 SCOPO DELLA PROPULSIONE

- **PROPELLERE = ‘SPINGERE AVANTI’ PER:**
- **AEROPLANI:**
 - VINCERE RESISTENZA AERODINAMICA
 - ACCELERARE
 - SALIRE IN QUOTA
 - DECELERARE
- **VEICOLI SPAZIALI:**
 - ACCELERARE AD ALTISSIME VELOCITÀ
 - VINCERE FORZA GRAVITÀ E AERODIN.
 - EFFETTUARE MANOVRE
 - CORREGGERE ASSETTO
 - DECELERARE
- **SPINTA GENERATA COME REAZIONE ALLA ESPULSIONE DI UN FLUIDO OPERATIVO**
- **REQUISITO COMUNE MOTORI AERONAUTICI E SPAZIALI: LEGGEREZZA**

1.5 GENERAZIONE DELLA SPINTA

- **REAZIONE ALL'AUMENTO DELLA QDM DEL FLUIDO PROPULSIVO:**
 - **ELICA: FLUIDO ESTERNO (*ARIA*)**
 - **ESOREATTORE (mot. respirante o *air-breathing*):
ARIA (CHE FLUISCE INTERNAMENTE)
+ COMBUSTIBILE → *PRODOTTI***
 - **(TURBOELICA: IBRIDO)**
 - **ENDOREATTORE (o motore a razzo):
PROPELLENTI STIVATI A BORDO
→ *PRODOTTI***

1.6 OBIETTIVO

- **RAGGIUNGERE SCOPO ASSEGNATO
*AL MINIMO COSTO***

- **COSTI:**
 - **LINEA AEREA:**
 - * **AMMORTAMENTO AEREO (COMPRESI MOTORI)**
 - * **COMBUSTIBILE**
 - * **MANUTENZIONE, PARTI DI RICAMBIO**
 - * **PERSONALE**
 - * **TASSE AEROPORTUALI**
 - * ...

 - **MISSIONE SPAZIALE:**
 - * **LANCIATORE**
 - * **OPERAZIONI DI LANCIO**
 - * **MONITORAGGIO**
 - * **ASSICURAZIONE**
 - * **PROPELLENTI**
 - * ...

1.7 CARATTERISTICHE E PREZZI DI ALCUNI MOTORI AERONAUTICI

Motore	spinta statica kN	adottato da	prezzo M\$
CFM 56-7B27	121	Boeing 737-900ER	10 (2015)
EA GP 7270	311	Airbus 380	13.5 (2006)
RR Trent 900	340	Airbus 380	12.85 (2000)
RR Trent XWB	432	Airbus 350-1000	35 (2007)
GE 90	513	Boeing 777	27.5 (2011)

+ UN 30% PER PARTI DI RICAMBIO

+ MANUTENZIONE

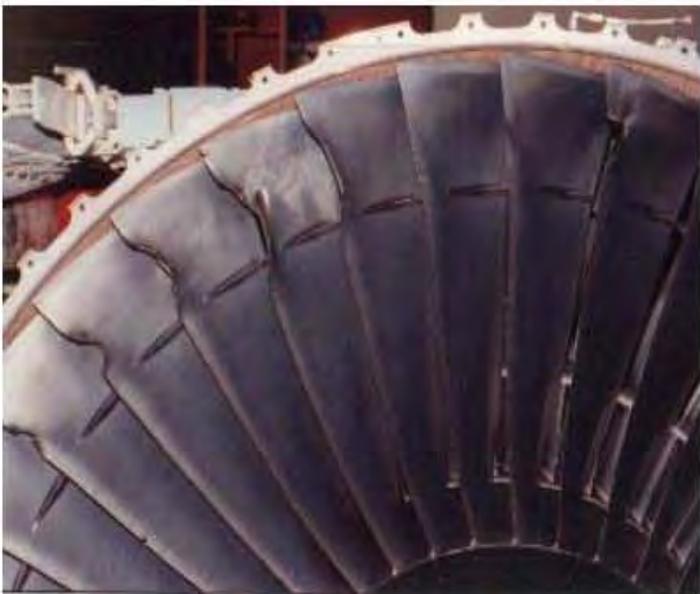
→ COSTO TOTALE NEL CORSO DELL'INTERA
VITA OPERATIVA = COSTO INIZIALE \times (2 - 3)

+ COSTO COMBUSTIB. NEL CORSO INTERA
VITA OPERATIVA \sim COSTO INIZIALE

- ALCUNI CONTRATTI INCLUDONO MANUTENZ

- OPPURE VENDONO LE *ORE DI VOLO*

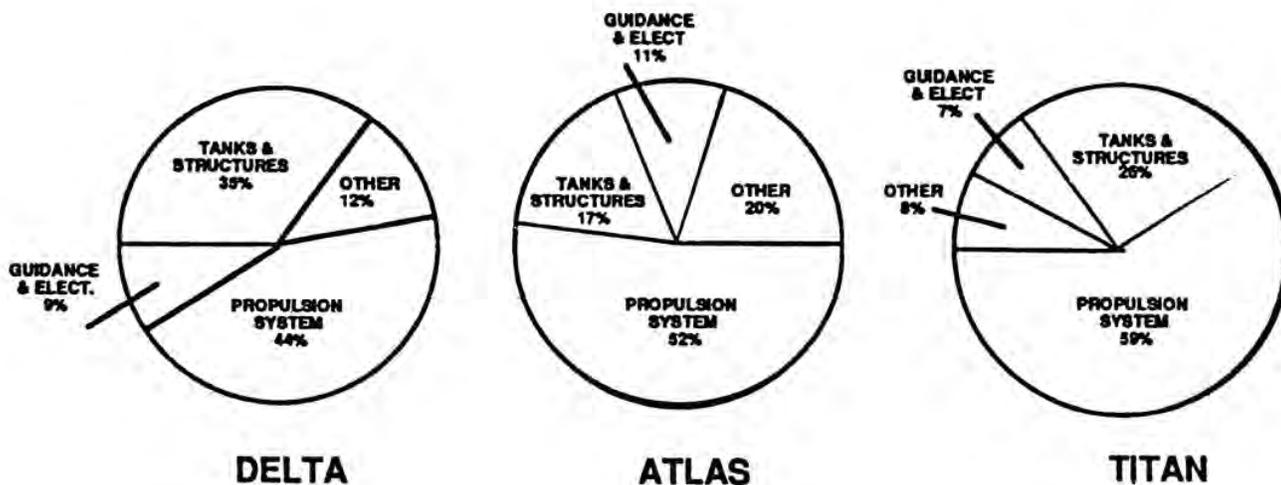
1.8 MANUTENZIONE DEI MOTORI AERONAUTICI



1.9 CARATTERISTICHE E PREZZI DI ALCUNI ENDOREATTORI

Motore	spinta al suolo/nel vuoto kN	adottato da	prezzo M\$
Vulcain 2	960 / 1 359	Ariane 5	12 (2017)
RS-25	1 860 / 2 279	Space Shuttle	50 (2011)
RS-68	2 950 / 3 137	Delta IV	15 (2006)
RD-180	3 830 / 4 150	Atlas V	23.5 (2017)

- RICERCA SEMPLICITÀ COSTRUTTIVA (PER COSTI E AFFIDABILITÀ)
- LIMITARE *PART COUNT*



1.10 CLASSIFICAZIONE IN BASE ALLA FONTE DI ENERGIA

– INCREMENTO DELLA QDM OTTENUTA TRAMITE ENERGIA:

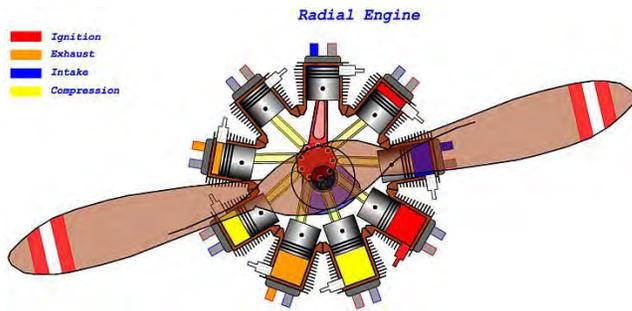
- * CHIMICA: COMBUSTIBILE/OSSIDANTE, MONOPROPELENTE (TERMICO)**
- * SOLARE: TERMICO, ELETTRICO**
- * (ELETTRICA): SOLARE, NUCLEARE, CHIMICA**
- * NUCLEARE: TERMICO**

1.11 CLASSIFICAZIONE IN BASE AL *PRINCIPIO PROPULSIVO*

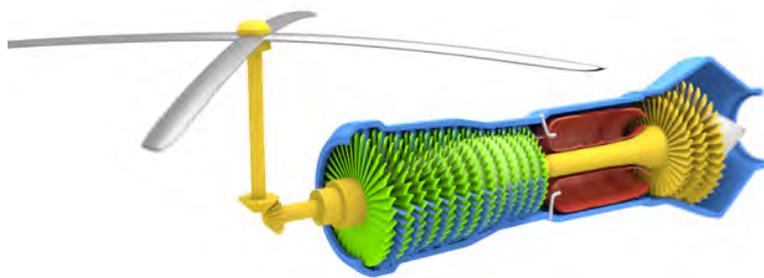
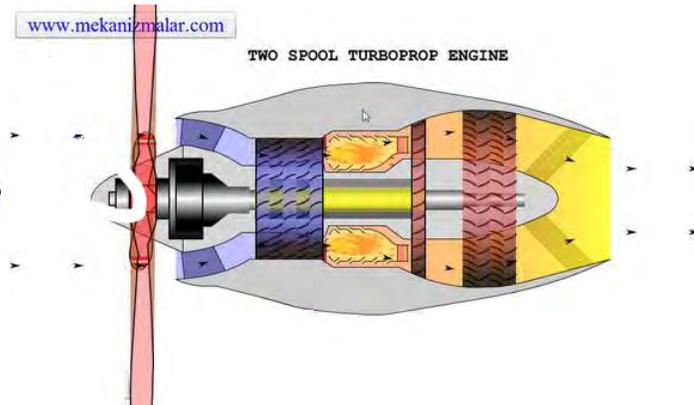
- **TRASFORMAZIONE DI ENERGIA PRIMARIA
IN ENERGIA CINETICA DEL GETTO:**
 - **PROPULSORI AD ELICA**
 - **PROPULSORI A GETTO:**
 1. ***TERMICI*: CHIMICA, NUCLEARE, SOLARE**
 2. ***ELETTROSTATICI* (A IONI):**
(ELETTRICA) ← SOLARE
 3. ***ELETTROMAGNETICI* (A PLASMA):**
(ELETTRICA) ← SOLARE
- **2 e 3 DANNO BASSI RAPPORTI SPINTA/PESO**

1.12 PROPULSORI AD ELICA

MOTOELICA



TURBOELICA

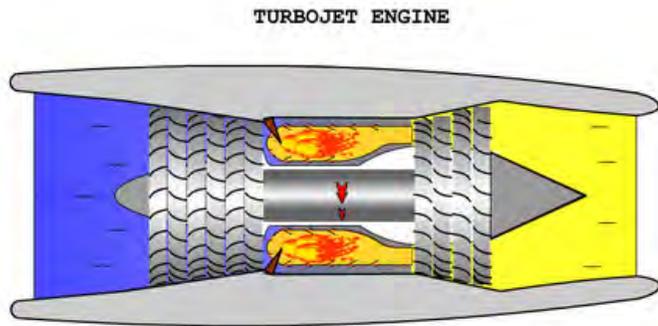


TURBOALBERO

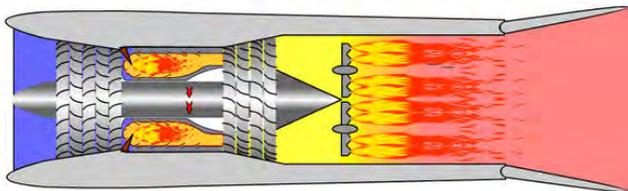
ELETTROELICA

1.13 PROPULSORI AERONAUTICI A GETTO

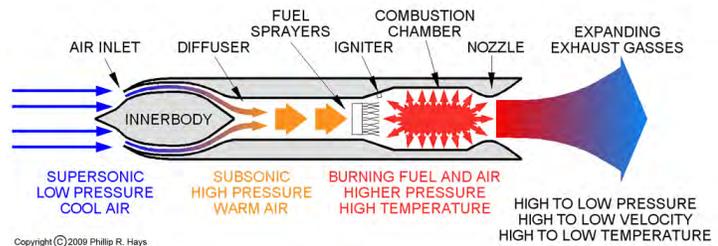
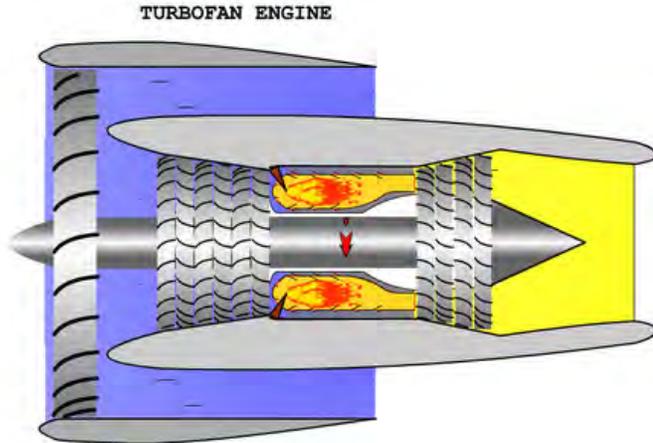
TURBOGETTO



TURBOJET ENGINE WITH AFTERBURNER



TURBOFAN

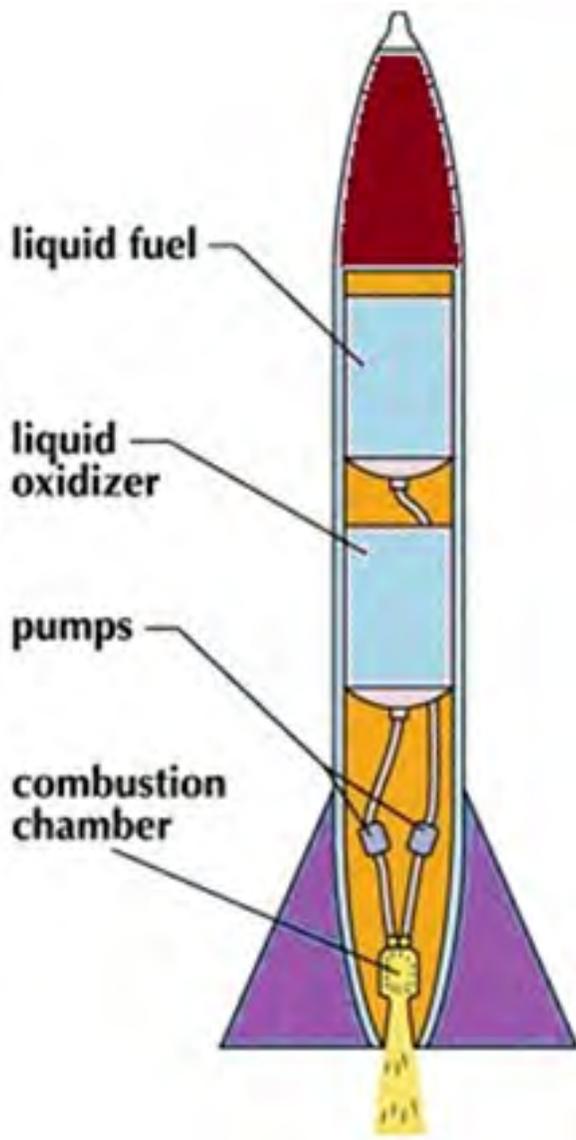


TURBOGETTO CON POSTBRUCIATORE

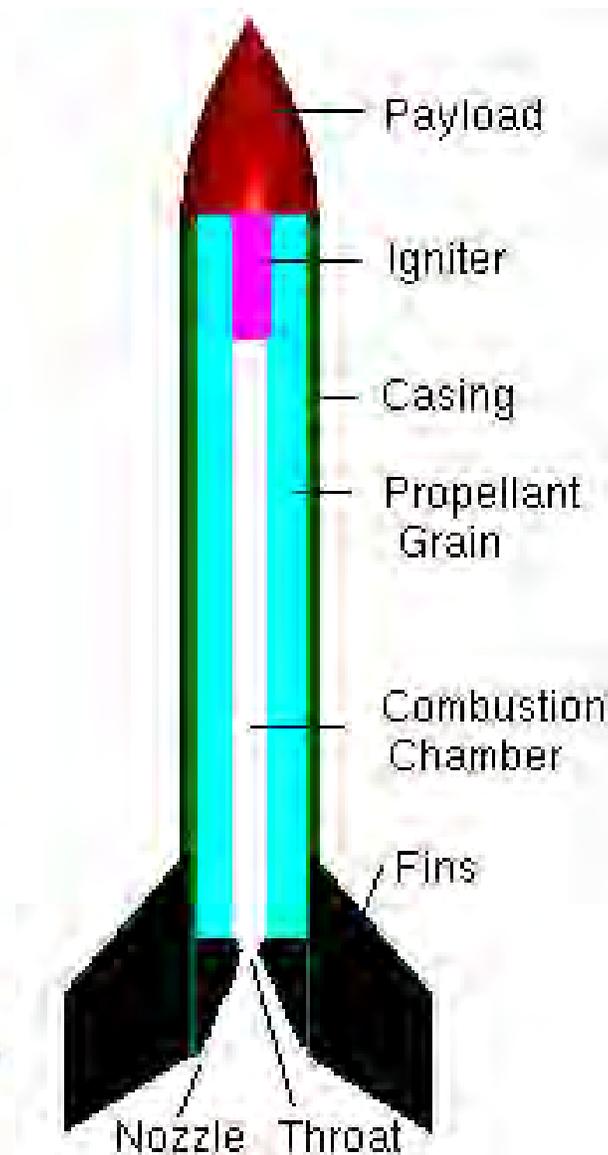
AUTOREATTORE

1.14 PROPULSORI A GETTO SPAZIALI CHIMICI (TERMICI)

A PROPELLENTI LIQUIDI

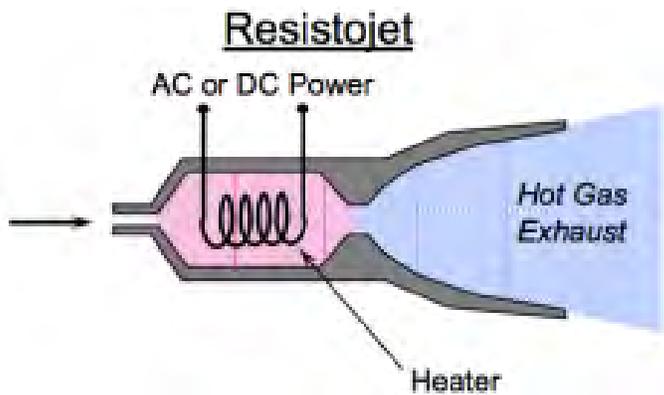


A PROPELLENTI SOLIDI

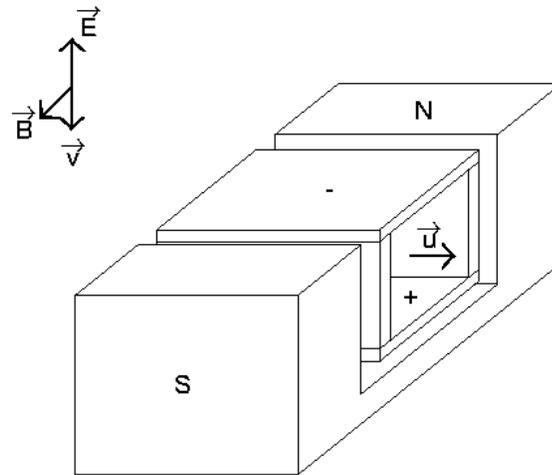
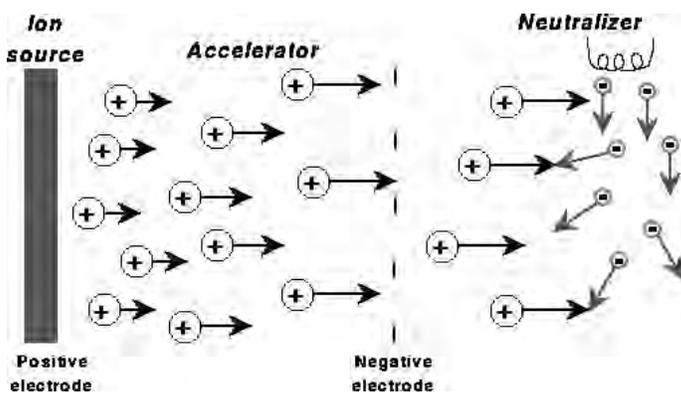
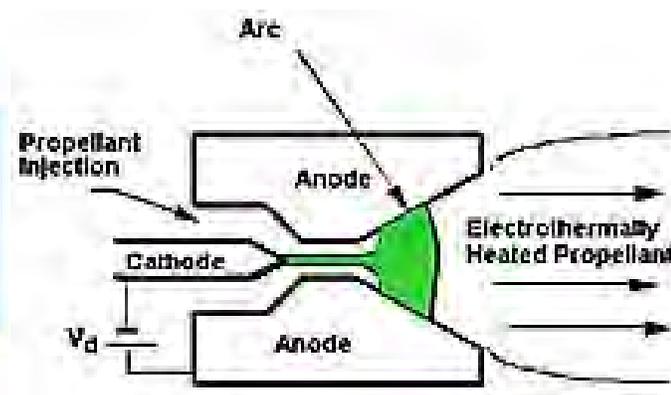


1.15 PROPULSORI A GETTO SPAZIALI ELETTRICI

ELETTROTERMICI RESISTOGETTO



ELETTROTERMICI ARCOGETTO



ELETTROSTATICI (A IONI)

ELETTROMAGNETICI (A PLASMA)

1.16 LIMITE DEI PROPULSORI AD ELICA

VELOCITÀ MAX (η_p ELICA CROLLA PER $M > 0,6$)

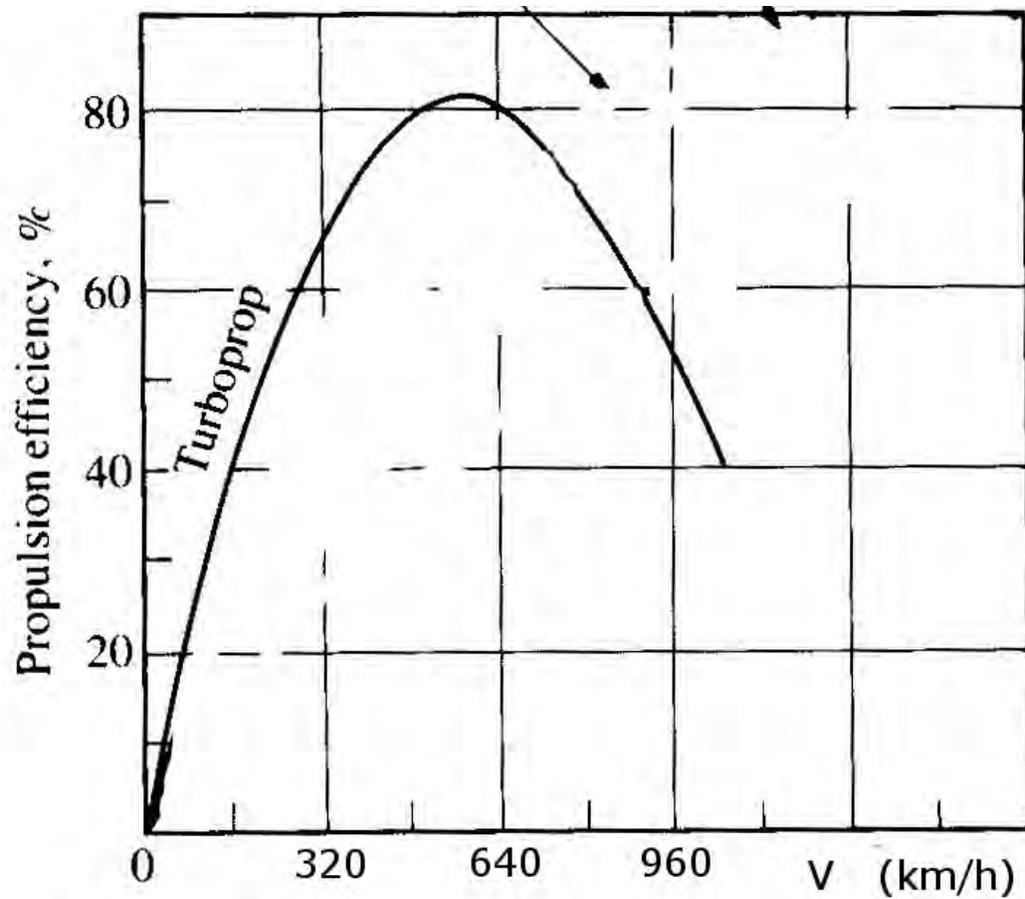


Figure 1: Rendimento propulsivo tipico di un'elica in funzione della velocità di volo.

1.17 PROGRAMMA

- 1. INTRODUZIONE**
- 2. FLUSSI COMPRESSIBILI**
- 3. INDICI DI PRESTAZIONE**
- 4. CICLO TURBOGAS**
- 5. TURBOELICA**
- 6. TURBOGETTO SEMPLICE**
- 7. TURBOFAN**
- 8. TURBOGETTO CON POSTBRUCIATORE**
- 9. AUTOREATTORE**
- 10. PRESA D'ARIA**
- 11. COMBUSTIONE**
- 12. TURBOMACCHINE**
- 13. UGELLO**
- 14. REQUISITI PROPULSIVI DEGLI AEROPLANI**
- 15. MOTORI ALTERNATIVI**
- 16. PRESTAZIONI DEGLI ENDOREATTORI**
- 17. ENDOREATTORI TERMICI**
- 18. ENDOREATTORI A PROPELLENTE LIQUIDO**
- 19. ENDOREATTORI A PROPELLENTE SOLIDO**
- 20. ENDOREATTORI ELETTRICI**

2.1 FLUSSI COMPRESSIBILI

- I MOTORI TERMICI UTILIZZANO UN FLUIDO TERMOVETTORE (→TRASPORTA ENERGIA SOTTO FORMA DI CALORE)
- CALORE TRASFORMATO IN EN. CINETICA NELL'*UGELLO* PER CREARE *SPINTA*
- OCCORRE STUDIARE PRINCIPI DEL MOTO DEI FLUIDI (*COMPRESSIBILI* PER ALTA u):
 - RELAZIONI DI STATO (TERMICA/CALORICA)
 - CONSERVAZIONE DELLA MASSA
 - CONSERVAZIONE DELLA QDM
 - CONSERVAZIONE DELL'ENERGIA
 - 2° PRINCIPIO DELLA TERMODINAMICA

2.2 EQ. STATO TERMICA DEI GAS IDEALI (o PERFETTI)

$$\mathcal{R} \text{ COST. UNIVERSALE DEI GAS} = 8314.51 \frac{\text{J}}{(\text{kmol K})}$$

$$pV = n\mathcal{R}T \quad (1)$$

$$\text{NUMERO DI (chilo)MOLI} \quad n = \frac{m}{\mathcal{M}} \quad (2)$$

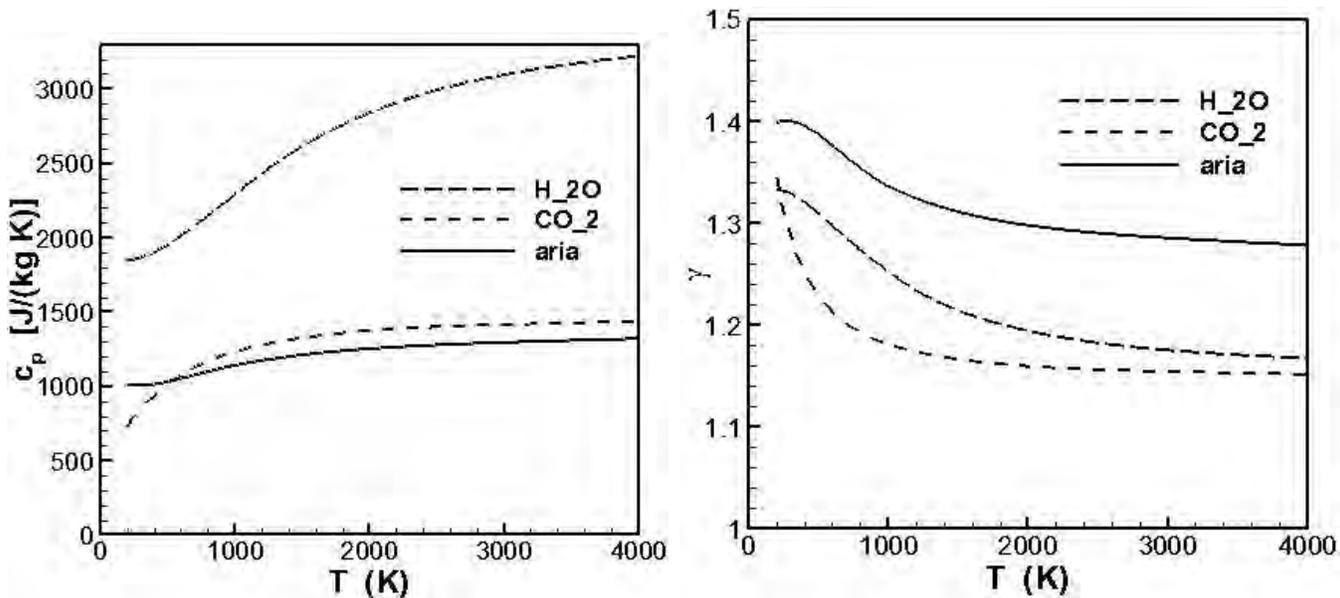
$$p = \frac{m}{V} \frac{\mathcal{R}}{\mathcal{M}} T \quad (3)$$

$$\text{COST. DEL GAS [in J/(kg K)]} \quad R = \frac{\mathcal{R}}{\mathcal{M}} \quad (4)$$

$$\rightarrow \boxed{p = \rho RT} \quad (5)$$

$$\text{aria:} \quad \mathcal{M} = 28.9645 \frac{\text{kg}}{\text{kmol}} \quad (6)$$

2.4 GAS CALORICAMENTE PERFETTO: $c_p = \text{const}$, $\gamma = c_p/c_v = \text{const}$



- SCOSTAMENTO SIGNIFICATIVO
- ASSUMEREMO TUTTAVIA HP VALIDA

$$dh = c_p dT; \quad de = c_v dT \quad (7)$$

$$d(h - e) = d\left(\frac{p}{\rho}\right) = d(RT) = R dT \quad (8)$$

$$\rightarrow c_p - c_v = R \quad (9)$$

$$c_p = \frac{\gamma}{\gamma - 1} R; \quad R = \frac{\gamma - 1}{\gamma} c_p \quad (10)$$

2.5 VELOCITÀ DEL SUONO, NUMERO DI MACH

- $a = \sqrt{\gamma R T} = \sqrt{\gamma \frac{p}{\rho}}$

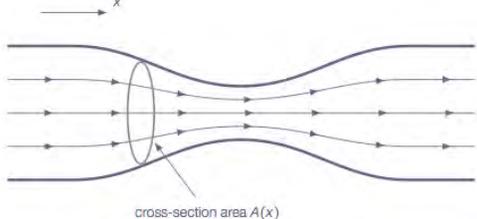
- $M = u/a$

2.6 HP PER EQUAZIONI DEL MOTO: FLUIDO

- FLUIDO MONOFASE (GASSOSO)
- COMPOSIZ. CHIMICA COSTANTE ($\mathcal{M}=\text{const}$)
- FLUIDO TERMICAM./CALORICAM. PERFETTO

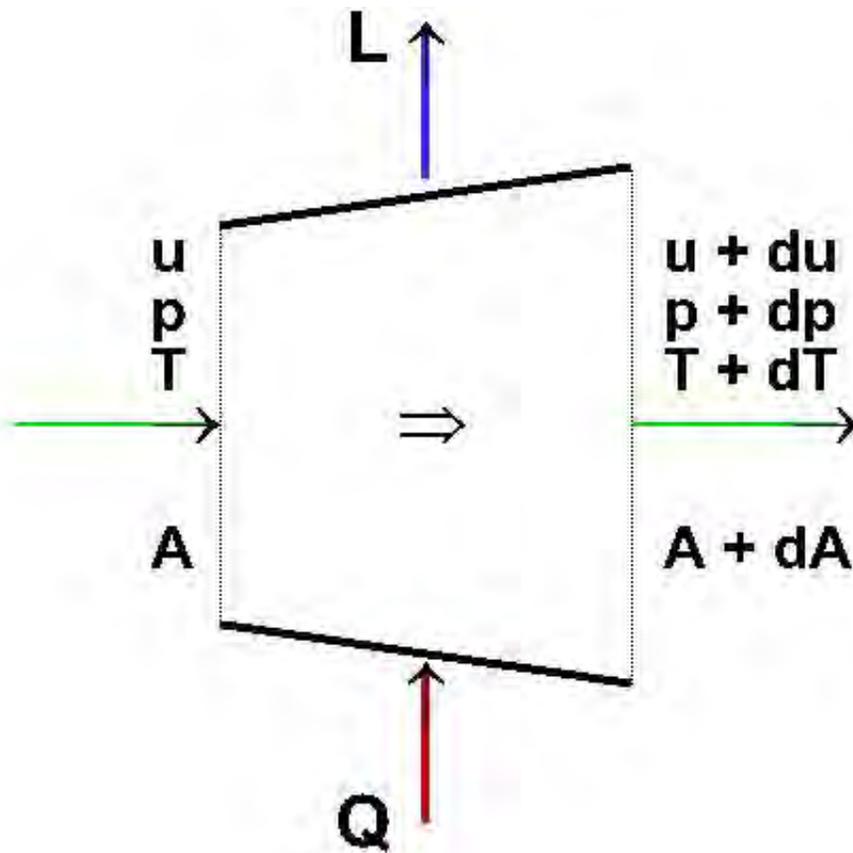
2.7 HP PER EQUAZIONI DEL MOTO: FLUSSO QUASI 1-D

- FLUSSO QUASI-MONODIMENSIONALE
($u, p, T = f(x)$, $A = f(x)$ MA RAGGIO DI CURVATURA ASSE CONDOTTO $\gg D$)
- UNA SOLA GRANDEZZA PER INDIVIDUARE LO STATO DI MOTO (ES. COMPONENTE DI VELOCITÀ u , OPPURE M)
- DUE GRANDEZZE PER INDIVIDUARE LO STATO TERMODINAMICO (ES. p, T)
- u, p, T UNIFORMI SU OGNI SEZIONE TRASVERSALE DEL CONDOTTO
- u, p, T DIPENDONO SOLO DALL'ASCISSA x DEL CONDOTTO
- IDEM PER GRANDEZZE DERIVATE (M, ρ, h, \dots)
- (FLUSSO *STRETTAMENTE* 1-D: $A = \text{const}$)
- FLUSSO STAZIONARIO

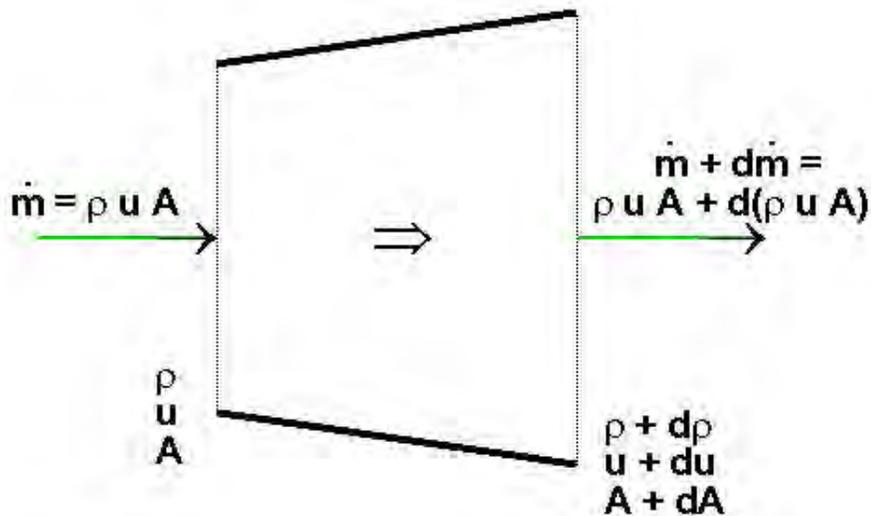


2.8 VOLUME DI CONTROLLO

- RICAVIAMO EQ. DI CONSERVAZIONE: MASSA, QDM (QUANTITÀ DI MOTO), ENERGIA
- \dot{Q} POSITIVO SE *ASSORBITO* DAL FLUIDO
- \dot{L} POSITIVO SE *PRODOTTO* DAL FLUIDO



2.9 CONSERVAZIONE DELLA MASSA



- EGUAGLIANDO $d(\rho u A) = 0 \rightarrow \rho u A = \text{const}$
- DERIVATA LOGARITMICA:

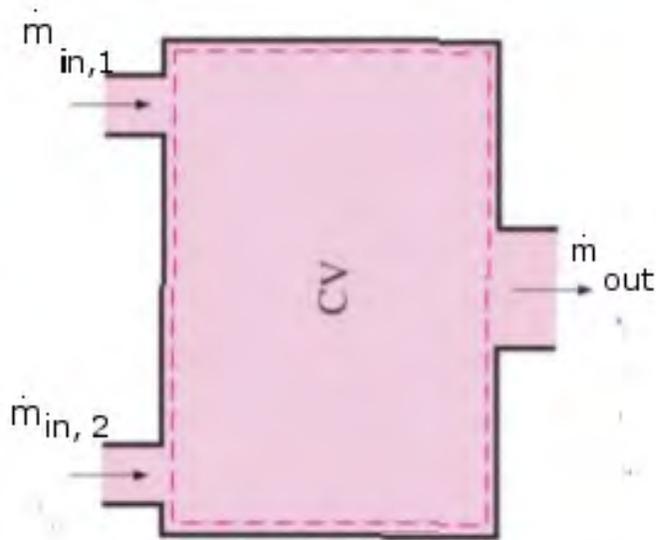
$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{du}{u} + \frac{dA}{A} = 0$$

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

- $-dA/A$ TERMINE FORZANTE DELL'EQUAZIONE

2.10 NEL CASO DI PIÙ INGRESSI

$$\dot{m}_{out} = \sum_i \dot{m}_{in,i} \quad (11)$$



2.11 CONSERVAZIONE DELLA QUANTITÀ DI MOTO (1)

$$(\rho u A) (u + du) - (\rho u A) u = \sum F$$

$$\sum F = p A - (p + dp) (A + dA) + \left(p + \frac{dp}{2} \right) dA - dF_{attr}$$

$$\rightarrow \rho u A du = -A dp - dF_{attr}$$

$$\rho u du + dp = -dF_{attr}/A$$

- CADUTA DI PRESSIONE IN CONDOTTO AD $A = \text{cost}$ ($u = \text{cost}$; $dF_{attr} = \tau_f P dx$):

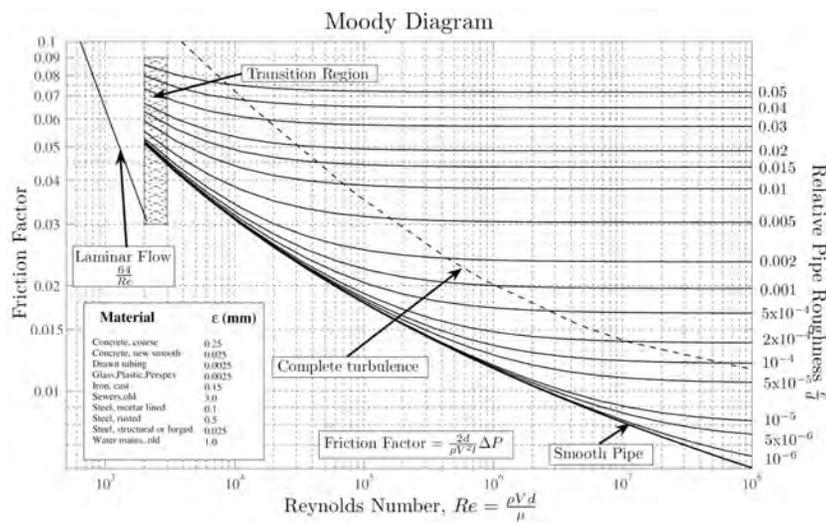
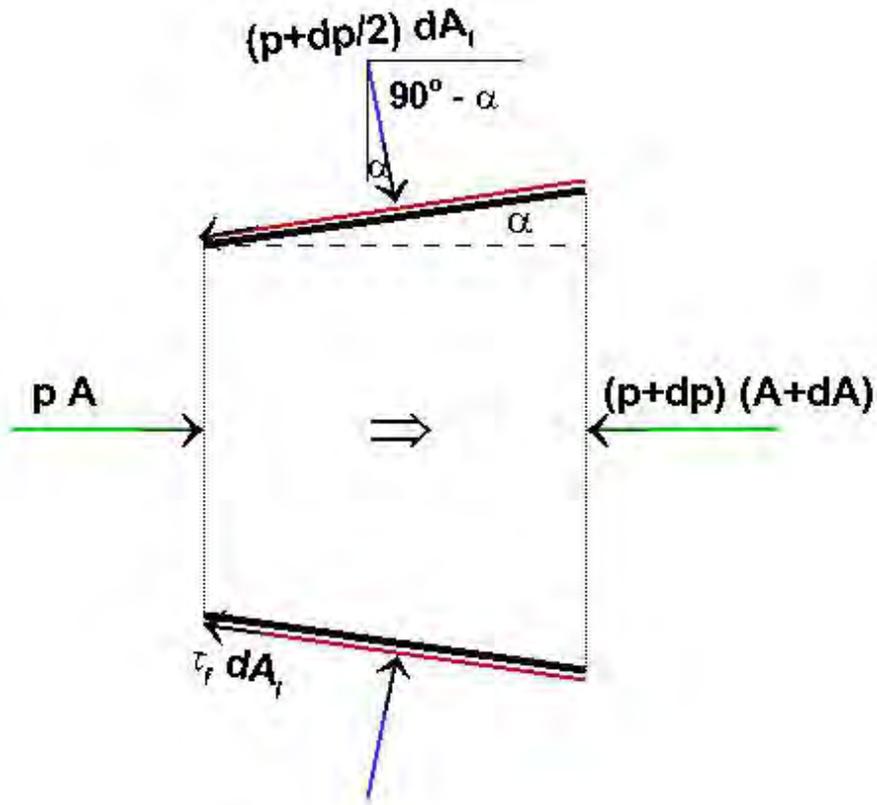
$$\Delta p = f' \frac{\rho u^2 L}{2 D} \quad (12)$$

- FATTORE D'ATTRITO $f' = f'(Re, \text{RUGOSITÀ CONDOTTO})$; PER CONDOTTI LISCI AD ALTO $Re \rightarrow f' \simeq 0,015 - 0,020$

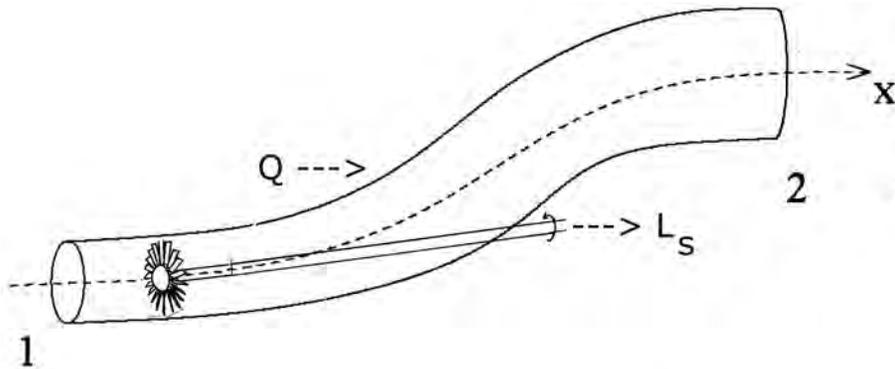
$$\rho u du + dp = -f' \frac{\rho u^2 dx}{2 D} \quad (13)$$

- $-f' \frac{\rho u^2 dx}{2 D}$ TERMINE FORZANTE DELL'EQ.

2.12 CONSERVAZIONE DELLA QUANTITÀ DI MOTO (2)



2.13 CONSERVAZIONE DELL'ENERGIA (1)



- **ENERGIA INTERNA + CINETICA**

$$\dot{m} \left(e_2 + \frac{u_2^2}{2} \right) - \dot{m} \left(e_1 + \frac{u_1^2}{2} \right) = \dot{Q} - \dot{L}$$

- **LAVORO (PER UNITÀ DI TEMPO) FORZE DI PRESSIONE + LAVORO ALL'ALBERO (SHAFT)**

$$\dot{L} = p_2 A_2 u_2 - p_1 A_1 u_1 + \dot{L}_s$$

- **PER UNITÀ DI MASSA DEL FLUIDO (DIVISO $\dot{m} = \rho u A$) →**

$$\left(e_2 + \frac{p_2}{\rho_2} + \frac{u_2^2}{2} \right) - \left(e_1 + \frac{p_1}{\rho_1} + \frac{u_1^2}{2} \right) = Q - L_s$$

2.14 CONSERVAZIONE DELL'ENERGIA (2)

- INTRODUCENDO L'ENTALPIA $h = e + p/\rho$

- E L'ENTALPIA TOTALE $h_0 = h + u^2/2$ →

$$h_{02} - h_{01} = Q - L_s$$

- PIÙ IN GENERALE

$$\Delta h_0 = Q - L_s \quad (14)$$

- L_s NON DIFFERENZIABILE →

$$dh_0 = \bar{d}Q \quad (15)$$

- $\bar{d}Q$ TERMINE FORZANTE DELL'EQUAZIONE

2.15 DEFINIZIONE ENTALPIA

$$h = h_{ref} + c_p (T - T_{ref}) \quad (16)$$

$$h = c_p T + \text{const}_h \quad (17)$$

- IN TERMOCHIMICA SI PONE $h=0$ PER *ELEMENTI* NEL LORO *STATO DI AGGREGAZIONE STANDARD* A 25°C (es. N₂, O₂, Ar,... gassosi)

$$c_{p,aria} = 1005 \frac{\text{J}}{\text{kg K}}, \quad \gamma_{aria} = 1.4 \quad (18)$$

$$R_{aria} = \frac{\gamma - 1}{\gamma} c_{p,aria} = 287.143 \frac{\text{J}}{\text{kg K}} \quad (19)$$

2.16 TEMPERATURA TOTALE

- ASSOCIAMO ALL'ENTALPIA TOTALE h_0
UNA TEMPERATURA TOTALE T_0

$$h_0 = c_p T_0 + \text{const}_h = c_p T + \text{const}_h + \frac{u^2}{2} \quad (20)$$

$$T_0 = T + \frac{u^2}{2 c_p} \quad (21)$$

$$T_0 = T + \frac{\gamma - 1}{2} \frac{u^2}{\gamma R} = T \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \frac{u^2}{\gamma R T} \right) \quad (22)$$

$$T_0 = T \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \quad (23)$$

- TEMPERATURA AL TERMINE DI UNA DECELERAZIONE A $Q=0$, $L_s=0$, FINO A $M = 0$
- E LA PRESSIONE? DIPENDE DA ATTRITO: VALORE MAX SI HA PER TRASF. ISENTR.

2.17 EQ. ISENTROPICA

GIBBS $T ds = dh - \frac{dp}{\rho}$ (24)

$$T ds = c_p dT - RT \frac{dp}{p} \quad (25)$$

$$ds = c_p \frac{dT}{T} - R \frac{dp}{p} = c_p \left(\frac{dT}{T} - \frac{\gamma - 1}{\gamma} \frac{dp}{p} \right) \quad (26)$$

$$s = c_p \left(\log T - \frac{\gamma - 1}{\gamma} \log p \right) + s_{ref} \quad (27)$$

● IN TERMOCHIMICA SI PONE $s=0$ PER $T=0$ K

$$s = c_p \log \frac{T}{p^{(\gamma-1)/\gamma}} + s_{ref} \quad (28)$$

ISENTROPICA

$$\frac{T}{p^{(\gamma-1)/\gamma}} = \text{const} \quad (29)$$

OPPURE $\frac{p}{\rho^\gamma} = \text{const}$ (30)

2.18 PRESSIONE TOTALE

- **I POTIZZANDO DECELERAZIONE ADIABATICA E ISENTROPICA FINO $M=0$:**

$$\frac{T}{p^{(\gamma-1)/\gamma}} = \frac{T_0}{p_0^{(\gamma-1)/\gamma}} \quad (31)$$

$$\frac{p_0}{p} = \left(\frac{T_0}{T} \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (32)$$

$$p_0 = p \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (33)$$

- **MAX p AL TERMINE DECELERAZIONE ADIABATICA FINO $M=0$.**

$$\rho_0 = \rho \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{1/(\gamma-1)} \quad (34)$$

2.19 UTILITÀ DELLE GRANDEZZE TOTALI

- h_0, T_0 INDICATORI *CONTENUTO ENERGETICO* DEL FLUIDO;
- p_0 INDICATORE *GRADO DI IRREVERSIBILITÀ* DI UNA TRASFORMAZIONE

2.20 2° PRINCIPIO DELLA TERMODINAMICA

- PER UN SISTEMA ISOLATO $ds \geq 0$

2.21 EVOLUZ. DEL FLUSSO IN UN CONDOTTO SISTEMA EQUAZ. DEL MOTO

$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{du}{u} = -\frac{dA}{A} \quad \rightarrow \quad \frac{du}{u} + \frac{dp}{p} - \frac{dT}{T} = -\frac{dA}{A}$$

$$\rho u du + dp = -f' \frac{\rho u^2}{2} \frac{dx}{D}$$

$$dh_0 = \dot{t}Q \quad \rightarrow \quad u du + \frac{\gamma R}{\gamma - 1} dT = \dot{t}Q$$

● SISTEMA IN $u, p, T \rightarrow A \cdot dX = B$

$$A = \begin{bmatrix} 1/u & 1/p & -1/T \\ \rho u & 1 & 0 \\ u & 0 & \gamma R/(\gamma - 1) \end{bmatrix} \quad (35)$$

$$X = \begin{bmatrix} u \\ p \\ T \end{bmatrix} \quad (36)$$

$$B = \begin{bmatrix} -dA/A \\ -f' \rho u^2 dx / (2 D_e) \\ \dot{t}Q \end{bmatrix} \quad (37)$$

2.22 CONDIZIONI DI COMPATIBILITÀ

- Δ DETERMIN. MATRICE DEI COEFFICIENTI

$$\Delta = \frac{1}{\gamma - 1} \frac{1}{u T} (\gamma R T - u^2) = \frac{c_p}{u} (1 - M^2) \quad (38)$$

- PER $M = 1$ FLUSSO *CRITICO* ($\Delta = 0$)

- Δ_i DETERM. DI ROUCHÉ DELLA MATRICE RICA VATA SOSTITUENDO A i -esima COLONNA IL VETTORE DEI TERMINI NOTO B

- SISTEMA SICURAM. COMPATIBILE SE $\Delta \neq 0$

$$du = \frac{\Delta_1}{\Delta}; \quad dp = \frac{\Delta_2}{\Delta}; \quad dT = \frac{\Delta_3}{\Delta}$$

- SE $\Delta = 0$, SISTEMA ANCORA COMPATIBILE SE $\Delta_1 = \Delta_2 = \Delta_3 = 0$

2.23 EFFETTO DEI TERMINI FORZANTI

- ANALIZZIAMO L'EFFETTO DI UN SOLO TERMINE FORZANTE ALLA VOLTA:
 - SOLO dA : FLUSSO *ISENTROPICO*;
 - SOLO ATTRITO: FLUSSO DI *FANNO*;
 - SOLO dQ : FLUSSO DI *RAYLEIGH*

2.24 FLUSSO CON SOLA VARIAZIONE D'AREA (ISENTROPICO)

$$\text{GIBBS } T ds = dh - \frac{dp}{\rho} \left\{ \begin{array}{l} \text{ENERG. } dh = -u du \\ \text{QDM } dp = -\rho u du \end{array} \right\} = 0$$

$$\Delta_{1,is} = \begin{vmatrix} -dA/A & 1/p & -1/T \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \gamma R/(\gamma - 1) \end{vmatrix} = -\frac{\gamma R}{\gamma - 1} \frac{dA}{A} \quad (39)$$

$$\Delta_{2,is} = \frac{\gamma R}{\gamma - 1} \rho u \frac{dA}{A} \quad (41)$$

$$\Delta_{3,is} = u \frac{dA}{A} \quad (42)$$

● SEZ. CRITICA DEVE ESSERE IN GOLA ($dA = 0$)

● PER CONDOTTI *CONVERGENTI* ($dA < 0$):

$$du \begin{cases} > 0 & \text{per } M < 1 \\ < 0 & \text{per } M > 1 \end{cases}; dp \begin{cases} < 0 & \text{per } M < 1 \\ > 0 & \text{per } M > 1 \end{cases}; dT \begin{cases} < 0 & \text{per } M < 1 \\ > 0 & \text{per } M > 1 \end{cases}$$

● PER CONDOTTI *DIVERGENTI* ($dA > 0$):

$$du \begin{cases} < 0 & \text{per } M < 1 \\ > 0 & \text{per } M > 1 \end{cases}; dp \begin{cases} > 0 & \text{per } M < 1 \\ < 0 & \text{per } M > 1 \end{cases}; dT \begin{cases} > 0 & \text{per } M < 1 \\ < 0 & \text{per } M > 1 \end{cases}$$

2.25 FLUSSO CON SOLO ATTRITO (FANNO)

$$\Delta_{1,F} = \begin{vmatrix} 0 & 1/p & -1/T \\ -f' \frac{\rho u^2}{2} \frac{dx}{D_e} & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\gamma R}{\gamma - 1} \end{vmatrix} = f' \frac{\rho u^2}{2 p} \frac{\gamma R}{\gamma - 1} \frac{dx}{D_e}$$

(43)

$$\Delta_{2,F} = -f' \frac{\rho u}{2} \left(\frac{\gamma R}{\gamma - 1} + \frac{u^2}{T} \right) \frac{dx}{D_e}$$

(44)

$$\Delta_{3,F} = -f' \frac{\rho u^2}{2 p} \frac{dx}{D_e}$$

(45)

● **SEZ. CRITICA OVE $f' = 0$ (ALL'USCITA)**

$$du \begin{cases} > 0 & \text{per } M < 1 \\ < 0 & \text{per } M > 1 \end{cases}; dp \begin{cases} < 0 & \text{per } M < 1 \\ > 0 & \text{per } M > 1 \end{cases}; dT \begin{cases} < 0 & \text{per } M < 1 \\ > 0 & \text{per } M > 1 \end{cases}$$

(46)

2.26 FLUSSO CON SOLO SCAMBIO DI CALORE (RAYLEIGH)

$$\Delta_{1,R} = \begin{vmatrix} 0 & 1/p & -1/T \\ 0 & 1 & 0 \\ \dot{d}Q & 0 & \gamma R/(\gamma - 1) \end{vmatrix} = \frac{\dot{d}Q}{T}$$

$$\Delta_{2,R} = -\frac{\rho u}{T} \dot{d}Q \quad (47)$$

$$\Delta_{3,R} = \left(1 - \frac{\rho u^2}{p}\right) \frac{\dot{d}Q}{u} = (1 - \gamma M^2) \frac{\dot{d}Q}{u} \quad (48)$$

● SEZ. CRITICA OVE $\dot{d}Q = 0$ (ALL'USCITA)

● PER $\dot{d}Q > 0$

$$du \begin{cases} > 0 & \text{per } M < 1 \\ < 0 & \text{per } M > 1 \end{cases}; dp \begin{cases} < 0 & \text{per } M < 1 \\ > 0 & \text{per } M > 1 \end{cases}; dT \begin{cases} > 0 & \text{per } M < 1/\sqrt{\gamma} \\ < 0 & \text{per } 1/\sqrt{\gamma} < M < 1 \\ > 0 & \text{per } M > 1 \end{cases} \quad (49)$$

● PER $\dot{d}Q < 0$

$$du \begin{cases} < 0 & \text{per } M < 1 \\ > 0 & \text{per } M > 1 \end{cases}; dp \begin{cases} > 0 & \text{per } M < 1 \\ < 0 & \text{per } M > 1 \end{cases}; dT \begin{cases} < 0 & \text{per } M < 1/\sqrt{\gamma} \\ > 0 & \text{per } 1/\sqrt{\gamma} < M < 1 \\ < 0 & \text{per } M > 1 \end{cases} \quad (50)$$

2.27 OSSERVAZIONI

- PER TUTTI TERMINI FORZANTI, du ($\rightarrow dM$), dp ASSUMONO SEGNO OPPOSTO PER $M \lesssim 1$;
- p_0 DIMINUISCE SEMPRE CAUSA ATTRITO, DA

$$s = c_p \log \left(\frac{T_0}{p_0^{(\gamma-1)/\gamma}} \right) + s_{ref} \quad (51)$$

- p DIMINUISCE PER ADDUZ. CALORE SE $M < 1$;
- p_0 ANCHE DIMINUISCE (PER M BASSO $p_0 \simeq p$)

2.28 CONVERS. ENERGIA TERMICA IN CINETICA

- UGELLO \rightarrow FLUSSO \simeq ISENTROPICO

\rightarrow TERMINE FORZANTE: A

- CERCHIAMO RELAZ. TRA u e $A \rightarrow$ EQ. MASSA

$$\dot{m} = \rho u A = \frac{p A}{RT} M \sqrt{\gamma RT} = \sqrt{\gamma} \frac{p A M}{\sqrt{RT}}$$

- LEGAME VALORI STATICI/TOTALI T, p ⁽⁵²⁾

$$\dot{m} = \sqrt{\gamma} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \frac{p_0 A M}{\sqrt{RT_0}} \quad (53)$$

- FLUSSO ISENTROPICO: $T_0 = \text{const}, p_0 = \text{const}$

$$\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2 \right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} A_1 M_1 = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_2^2 \right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} A_2 M_2 \quad (54)$$

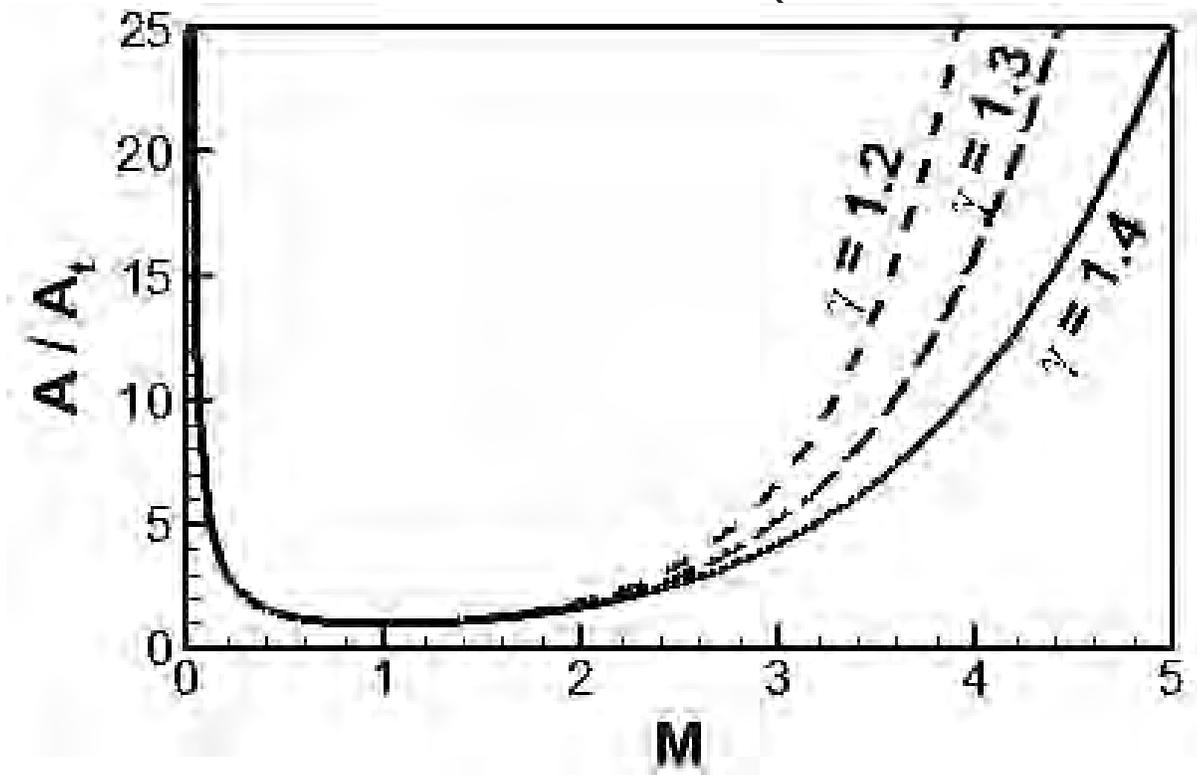
$$\frac{A_2}{A_1} = \frac{M_1}{M_2} \left(\frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_2^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (55)$$

2.29 PER FLUSSO CRITICO IN GOLA (LEGGE DELLE AREE)

- SEZIONE 1 = t , 2 = GENERICA SEZIONE

$$\frac{A}{A_t} = \frac{1}{M} \left(\frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2}{\frac{\gamma + 1}{2}} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (56)$$

- PER OGNI VALORE A/A_t $\left\{ \begin{array}{l} \text{SOLUZ. SUBSON.} \\ \text{SOLUZ. SUPERSON.} \end{array} \right.$



2.30 GRANDEZZE CRITICHE

- DA VALORI TOTALI PONENDO $M_t = 1$

$$\begin{cases} T^* = T_0 \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right) \\ p^* = p_0 \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \end{cases} \quad (57)$$

- PER AVERE FLUSSO CRITICO:

$$\frac{p_0}{p^*} = \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} = \begin{cases} \frac{1.2}{1.3} & | & \frac{1.772}{1.832} \\ \frac{1.3}{1.4} & | & \frac{1.893}{1.893} \end{cases}$$

- QUINDI DEVE ESSERE ALMENO $p_0 \simeq 2 \cdot p_a$

2.31 PORTATA IN MASSA PER FLUSSO ISENTROPICO, CRITICO

- PONENDO $M_t = 1$

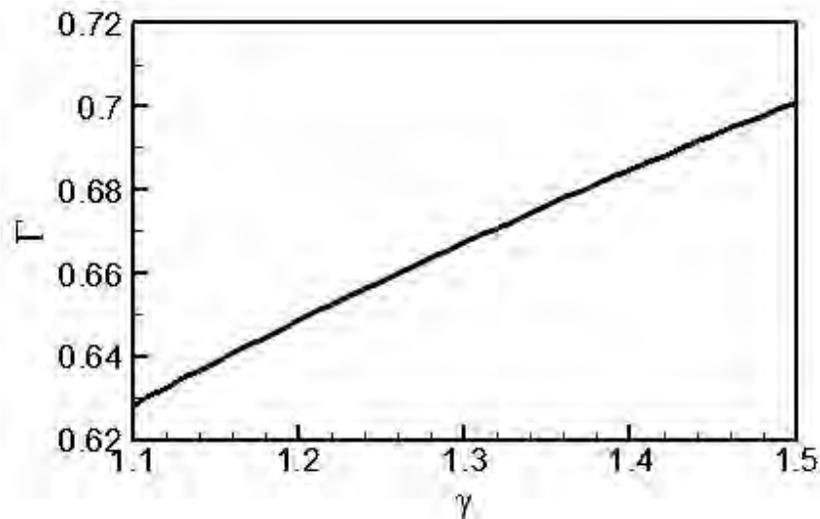
$$\dot{m} = \sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \frac{p_0}{\sqrt{RT_0}} A_t \quad (58)$$

- E PONENDO

$$\Gamma = \sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \rightarrow \quad (59)$$

$$\dot{m} = \Gamma \frac{p_0}{\sqrt{RT_0}} A_t \quad (60)$$

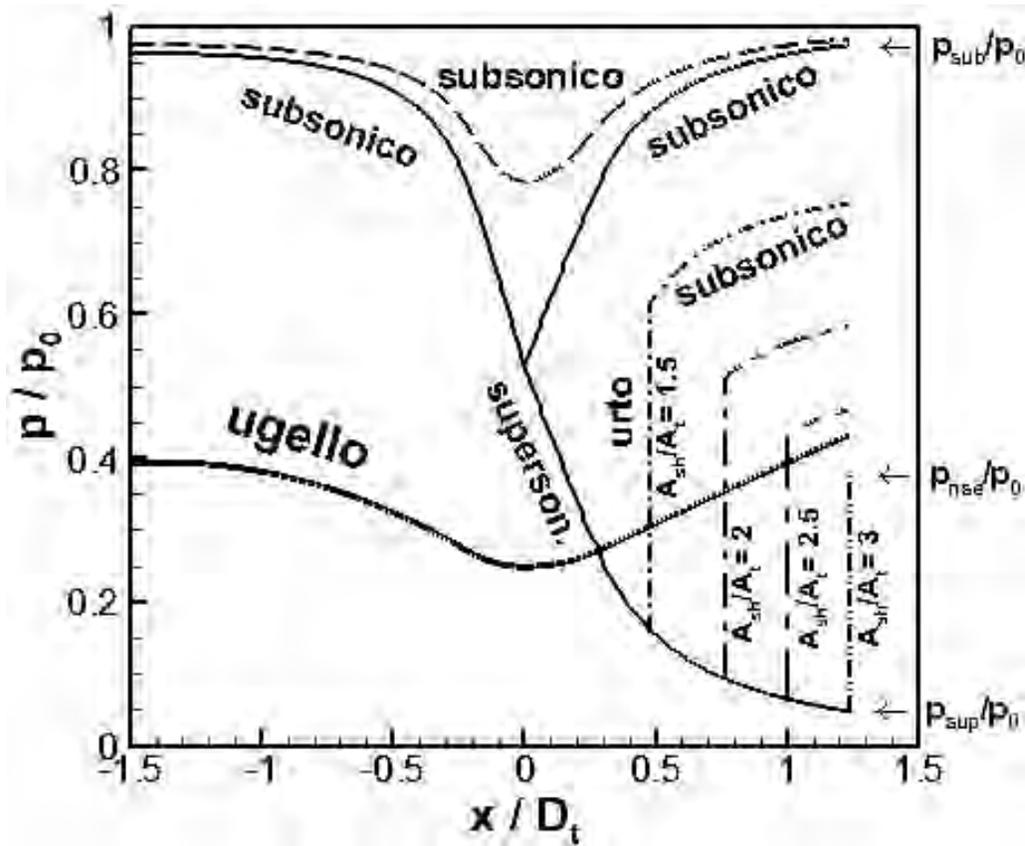
- DATI VALORI TOTALI T_0, p_0 e $A_t \rightarrow \dot{m}$ FISSATA



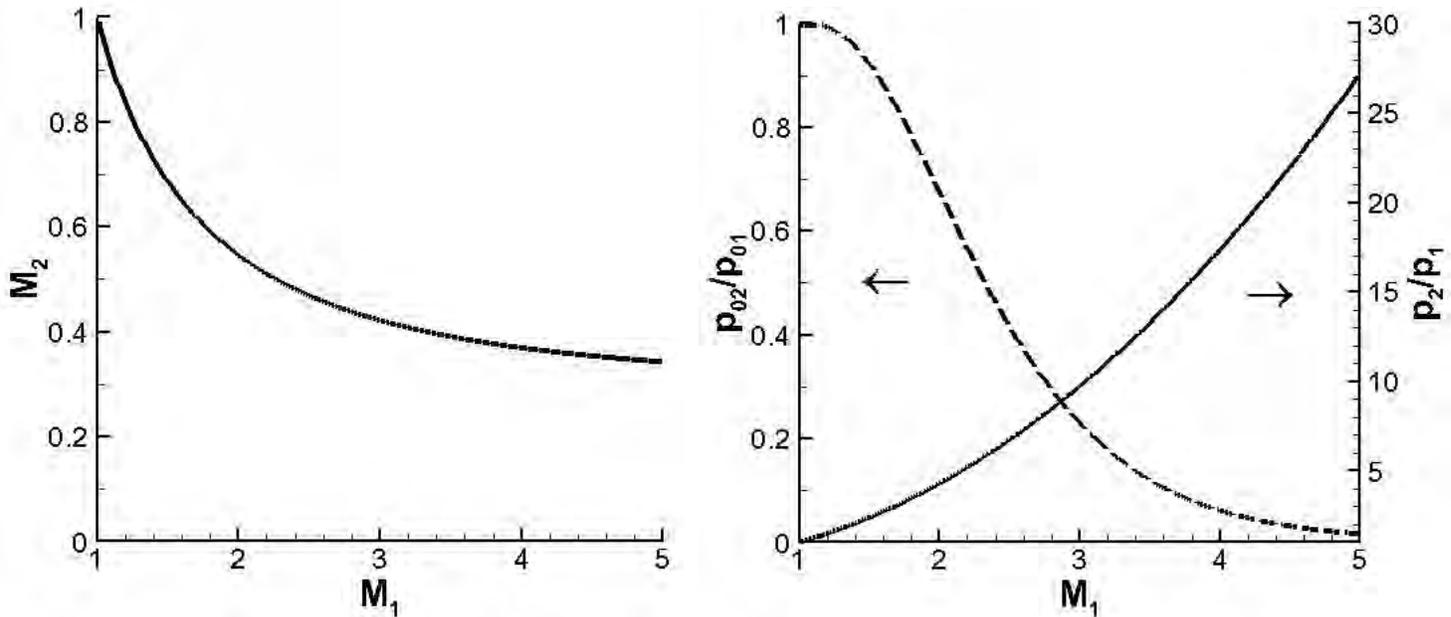
2.32 SOLUZIONI ISENTROPICHE (E NON)

$$\frac{A}{A_t} = \frac{1}{M} \left(\frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2}{\frac{\gamma + 1}{2}} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (\text{GOLA CRITICA})$$

- UN VALORE DI A/A_t PER OGNI M , MA(61)
- 2 VALORI DI M PER OGNI VALORE DI A/A_t
- QUALE SOLUZ. SI INSTAURA? DIPENDE DA $\frac{p_a}{p_0}$
- RICAIVATO $M \rightarrow p, T$ DAI VALORI TOTALI



2.33 RELAZIONI DI URTO NORMALE



1 → CONDIZIONI A MONTE DELL'URTO

2 → CONDIZIONI A VALLE DELL'URTO

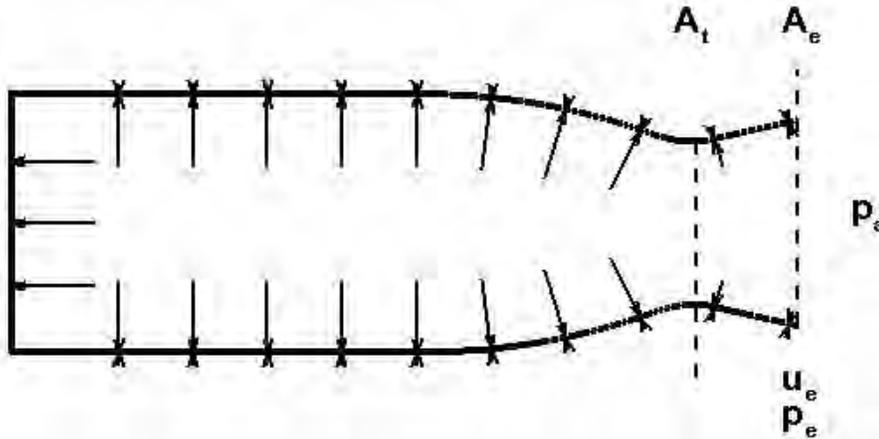
3.1 INDICI DI PRESTAZIONE

- **INDIVIDUAZIONE DI INDICI DI PRESTAZIONE (SPINTA, RENDIMENTI, CONSUMO, ...)**
- **GENERAZIONE DELLA SPINTA**
- **APPLICAZIONE DELL'EQ. DELLA QDM**

3.2 SPINTA DELL'ENDOREATTORE

● EQ. QDM LUNGO ASSE MOTORE

$$\sum F_e = \frac{d(m u)}{dt} \quad (62)$$



● FORZE ESTERNE AGENTI:

[p_a AMBIENTE, p_e USCITA (EXIT)]:

$$\sum F_e = F - A_e (p_e - p_a) \quad (63)$$

● VARIAZIONE FLUSSO DELLA QDM:

$$\frac{d(m u)}{dt} = \dot{m} u_e \quad (64)$$

$$\boxed{F = \dot{m} u_e + A_e (p_e - p_a)} \quad (65)$$

● SPINTA =

SPINTA IMPULSIVA + SPINTA DI PRESSIONE

3.3 CONDIZIONE DI OTTIMO DELLA SPINTA

$$F = \dot{m} u_e + A_e (p_e - p_a) \quad (66)$$

- A_t, T_0, p_0 FISSATI $\rightarrow \dot{m}$ (PER FLUSSO CRITICO)
- CERCHIAMO IL MAX DIFFERENZIANDO RISPETTO AD $A_e \rightarrow dA_e, du_e, dp_e$

$$\begin{aligned} dF &= \dot{m} du_e + A_e dp_e + (p_e - p_a) dA_e = \\ &= A_e(\rho_e u_e du_e + dp_e) + (p_e - p_a) dA_e = (p_e - p_a) dA_e \end{aligned} \quad (67)$$

- $p_e = p_a$ (UGELLO ADATTATO)
- p_a VARIA CON LA QUOTA
- SIA PER ENDOREATTORI CHE ESOREATTORI
- TERMINE DI SPINTA DI PRESSIONE $A_e(p_e - p_a)$ IN GENERE PICCOLO

3.4 VELOCITÀ EQUIVALENTE (o EFFICACE) DI USCITA

- PER UGELLO ADATTATO:

$$F = \dot{m} u_e \quad (68)$$

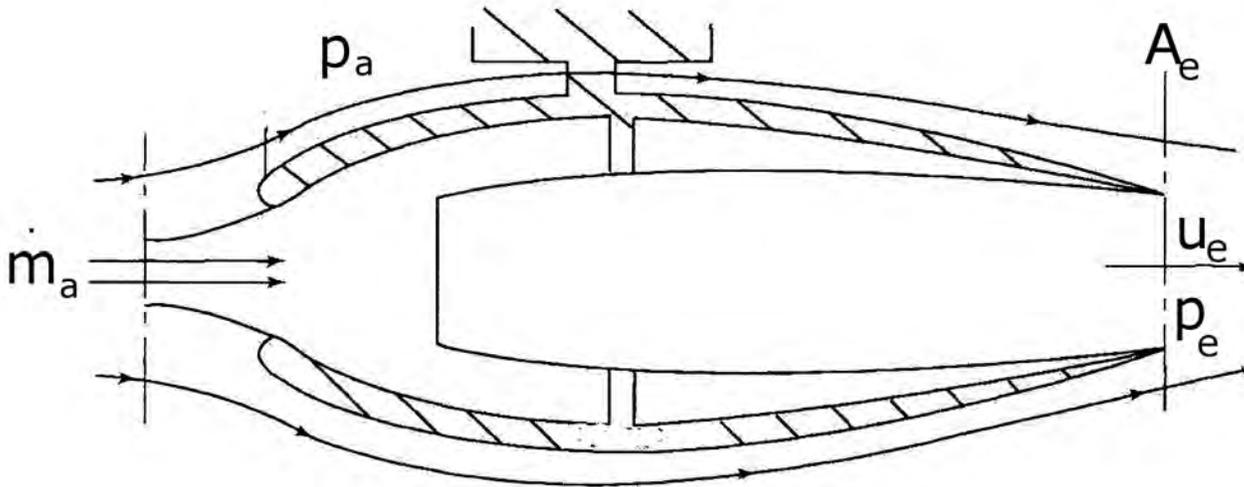
- PER UGELLO *NON* ADATTATO:

$$F = \dot{m} u_{eq} \quad (69)$$

- DEFINENDO

$$u_{eq} = \frac{F}{\dot{m}} = u_e + \frac{(p_e - p_a) A_e}{\dot{m}} \quad (70)$$

3.5 ESOREATTORE (1/2)



$$\dot{m}_e = \dot{m}_a + \dot{m}_f \quad (71)$$

$$\frac{d(m u)}{dt} = \dot{m}_e u_e - \dot{m}_a V_0 \quad (72)$$

$$\sum F_e = F - (p_e - p_a) A_e \quad (73)$$

$$F - (p_e - p_a) A_e = \dot{m}_e u_e - \dot{m}_a V_0 \quad (74)$$

$$F = \dot{m}_e u_e - \dot{m}_a V_0 + (p_e - p_a) A_e \quad (75)$$

$$F = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) u_e - \dot{m}_a V_0 + (p_e - p_a) A_e \quad (76)$$

3.6 ESOREATTORE (2/2)

RAPPORTO
COMBUSTIBILE/ARIA

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} \quad (77)$$

$$F = \dot{m}_a [(1 + f) u_e - V_0] + (p_e - p_a) A_e \quad (78)$$

- $f \ll 1$ (TIPICAMENTE 0.015 – 0.02)

$$F \simeq \dot{m}_a (u_e - V_0) + (p_e - p_a) A_e \quad (79)$$

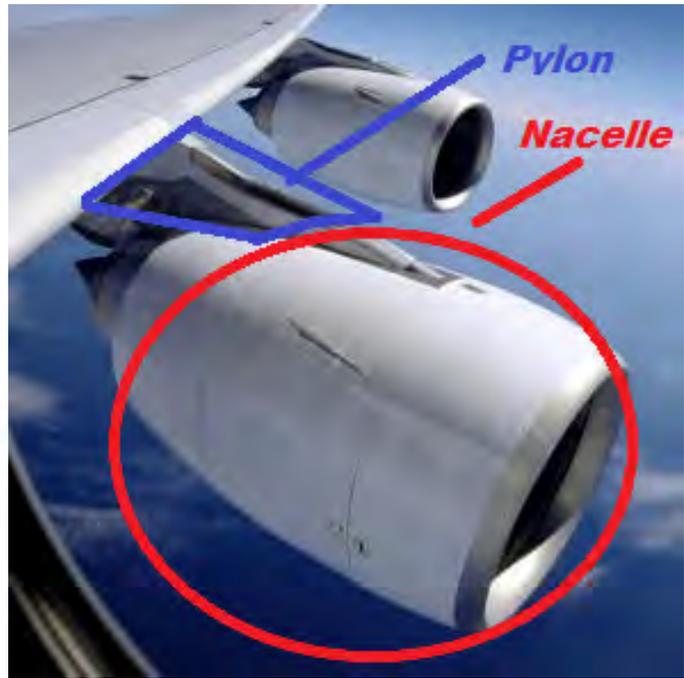
- OPERANDO VICINO CONDIZ. OTTIMO $p_e = p_a$

$$F \simeq \dot{m}_a (u_e - V_0) \quad (80)$$

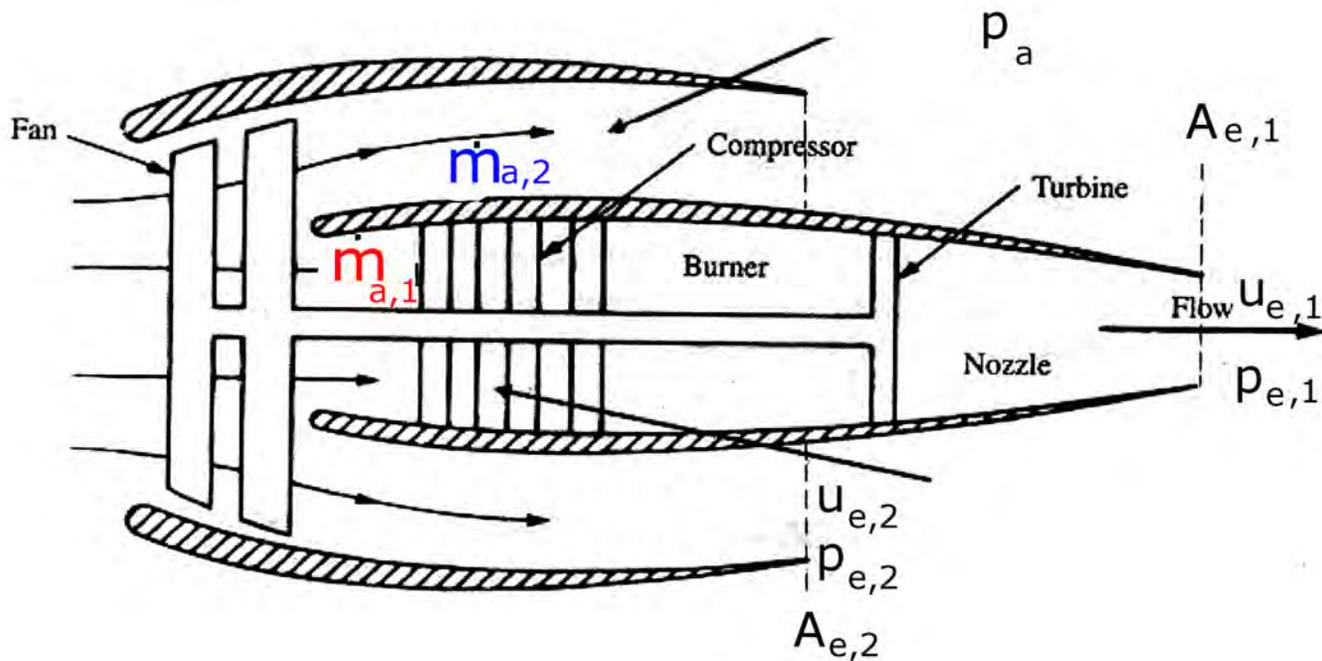
- VOLENDO TENER CONTO DELLA RESISTENZA DI INSTALLAZIONE (PILONI, GONDOLA)

$$F_{inst} = F - D_{inst} = F \left(1 - \phi_e \right) \quad (81)$$

3.7 MOTORE 'NUDO' E INSTALLATO



3.8 ESOREATTORE A DOPPIO FLUSSO (TURBOFAN – A FLUSSI SEPARATI)



$$F = \dot{m}_{a,1} [(1 + f) u_{e,1} - V_0] + (p_{e,1} - p_a) A_{e,1} + \dot{m}_{a,2} (u_{e,2} - V_0) + (p_{e,2} - p_a) A_{e,2}$$

$$\boxed{BPR = \frac{\dot{m}_{a,2}}{\dot{m}_{a,1}}}; \quad f \ll 1 \rightarrow \quad (82)$$

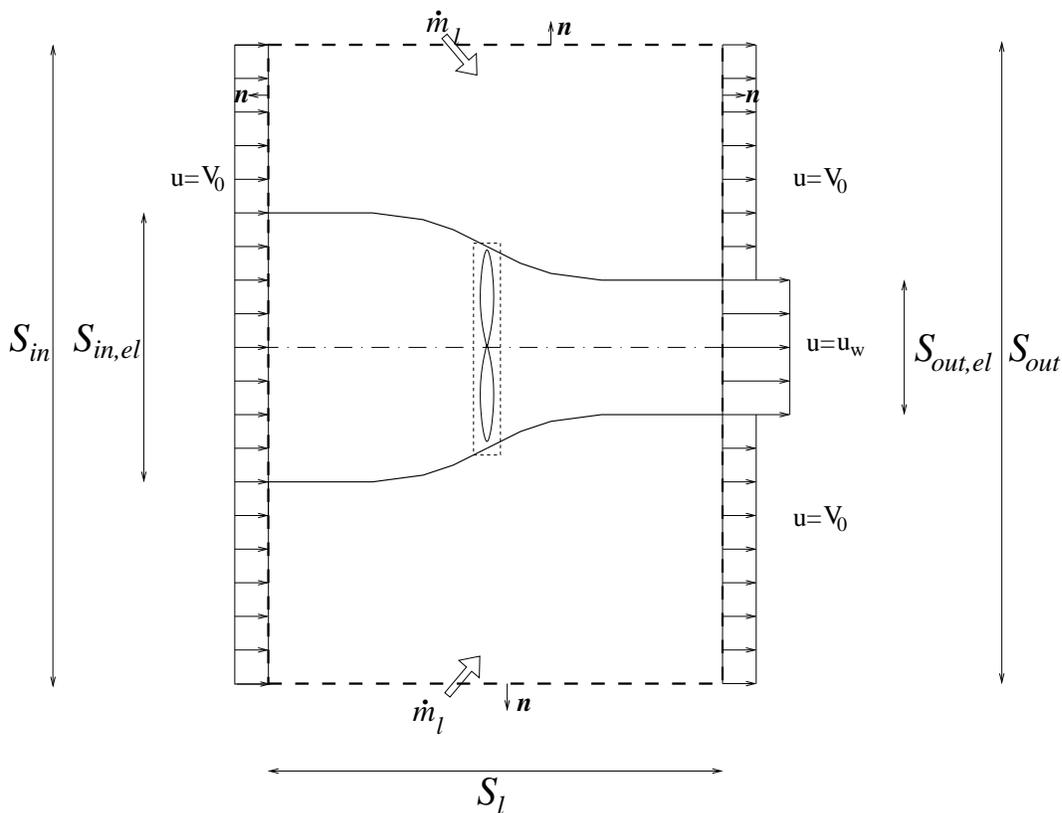
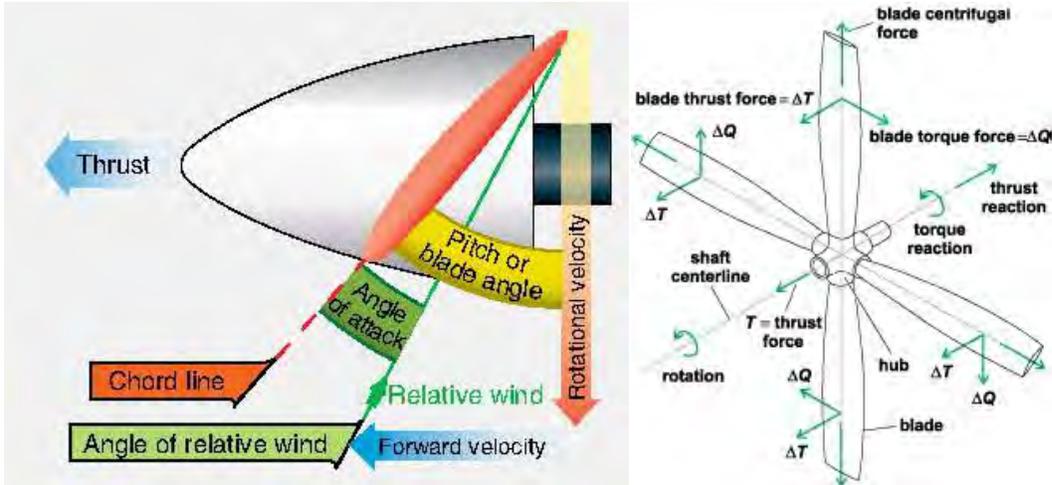
$$F \simeq \dot{m}_{a,1} [u_{e,1} - V_0 + BPR (u_{e,2} - V_0)] + (p_{e,1} - p_a) A_{e,1} + (p_{e,2} - p_a) A_{e,2}$$

● PER UGELLI ~ ADATTATI →

$$\boxed{F \simeq \dot{m}_{a,1} [u_{e,1} - V_0 + BPR (u_{e,2} - V_0)]} \quad (83)$$

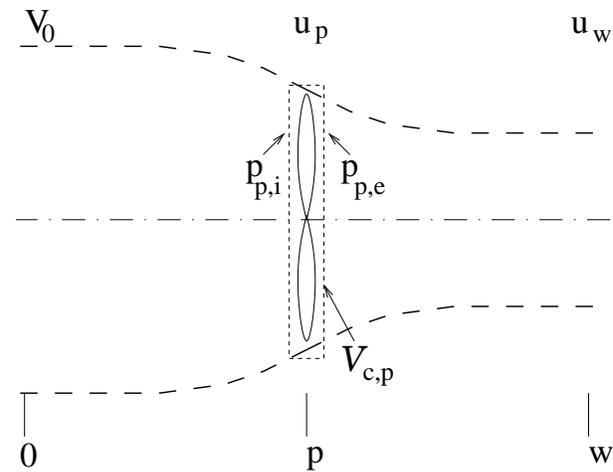
3.9 ELICHE (1/3)

- (ANGOLO D'ATTACCO $\simeq 2^\circ \div 4^\circ$)



$$F = \dot{m}_{a,el} (u_w - V_0) \quad (84)$$

3.10 ELICHE (2/3)



$\left\{ \begin{array}{l} u_p \text{ VELOCITÀ ARIA ATTRAVERSO ELICA} \\ A_p \text{ AREA DISCO ELICA} \end{array} \right.$

$$\underbrace{\dot{m}_{a,el} u_p}_{\text{q. di moto uscente}} - \underbrace{\dot{m}_{a,el} u_p}_{\text{q. di moto entrante}} = \underbrace{F}_{\text{Spinta}} - \underbrace{(p_{p,e} - p_{p,i}) A_p}_{\text{Forza di pressione}}$$

$$F = (p_{p,e} - p_{p,i}) A_p \quad (86)$$

- HP M BASSO → FLUIDO INCOMPRESSIBILE
 $(\rho_a = \text{const}) \rightarrow$ BERNOUILLI

$$p_{p,i} + \frac{\rho_a u_p^2}{2} = p_a + \frac{\rho_a V_0^2}{2}; \quad p_{p,e} + \frac{\rho_a u_p^2}{2} = p_a + \frac{\rho_a u_w^2}{2} \quad (87)$$

$$p_{p,i} = p_a + \rho_a \frac{V_0^2 - u_p^2}{2}; \quad p_{p,e} = p_a + \rho_a \frac{u_w^2 - u_p^2}{2} \quad (88)$$

3.11 ELICHE (3/3)

$$F = \rho_a A_p \frac{u_w^2 - V_0^2}{2} \quad (89)$$

- PORTATA IN MASSA ATTRAVERSO L'ELICA:

$$\dot{m}_{a,el} = \rho_a u_p A_p \quad (90)$$

- CONFRONTANDO CON (84) \rightarrow

$$u_p = \frac{u_w + V_0}{2} \quad (91)$$

- ELICA ACCELERERA FLUSSO DA V_0 A u_w
- PER UN TURBOELICA

$$F \simeq \underbrace{\dot{m}_{a,el} (u_w - V_0)}_{\text{Elica } F_{el}} + \underbrace{\dot{m}_a (u_e - V_0)}_{\text{Getto } F_j}$$

3.12 INDICI DI PRESTAZIONE PER MOTORI AERONAUTICI

● POTENZE:

- DISPONIBILE**
- GETTO**
- PROPULSIVA**

→ RENDIMENTI

3.13 POTENZA PROPULSIVA P_p

- PER UN AEREO IN VOLO A z , V_0 COSTANTI

$$F = D \quad (92)$$

- POTENZA PROPULSIVA (O DI SPINTA)

$$P_p = F V_0 \quad (93)$$

- TERMINE UTILE AL MOTO

3.14 POTENZA DISPONIBILE P_{av}

- ASSOCIATA AL COMBUSTIBILE

$$P_{av} = \dot{m}_f \left(Q_f + \frac{V_0^2}{2} \right) \quad (94)$$

- POTERE CALORIFICO INF. DEL COMBUSTIBILE

$$Q_f = 43 \frac{\text{MJ}}{\text{kg}} \quad (95)$$

- IL TERMINE DI EN. CINETICA È PICCOLO:

- PER MACH DI VOLO $M_0 = 0.8$

$$\left(\frac{V_0^2}{2} \right)_{0.8} = \frac{(0.8 \cdot 295)^2}{2} = 0.028 \frac{\text{MJ}}{\text{kg}} \quad (96)$$

- PER MACH DI VOLO $M_0 = 2$

$$\left(\frac{V_0^2}{2} \right)_2 = \frac{(2 \cdot 295)^2}{2} = 0.174 \frac{\text{MJ}}{\text{kg}} \quad (97)$$

$$\rightarrow \boxed{P_{av} \simeq \dot{m}_f Q_f} \quad (98)$$

- POTENZA IN INGRESSO

3.15 POTENZA DEL GETTO P_j

- CONFERITA AL FLUSSO D'ARIA (ELICA/GETTO)
- PARTE DI ESSA È DISSIPATA NELLA SCIA:
 - MOTORI A ELICA:

$$P_{d,el} = \dot{m}_{a,el} \frac{(u_w - V_0)^2}{2} \quad (99)$$

$$P_{j,el} = P_p + P_{d,el} = \dot{m}_{a,el}(u_w - V_0) V_0 + \dot{m}_{a,el} \frac{(u_w - V_0)^2}{2} \quad (100)$$

$$P_{j,el} = \dot{m}_{a,el} \frac{u_w^2 - V_0^2}{2} \quad (101)$$

- ESOREATTORI:

$$P_j \simeq \dot{m}_a \frac{u_e^2 - V_0^2}{2} \quad (102)$$

3.16 RENDIMENTI

- **TERMODINAMICO (o TERMICO)**

$$\eta_{th} = \frac{P_j}{P_{av}} \quad (103)$$

- **PROPULSIVO**

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_j} \quad (104)$$

- **GLOBALE**

$$\eta_o = \frac{P_p}{P_{av}} \quad (105)$$

$$\rightarrow \eta_o = \eta_{th} \eta_p \quad (106)$$

3.17 RENDIMENTO PROPULSIVO

● **ELICA:**

$$\eta_p = \frac{F V_0}{\dot{m}_{a,el} \frac{u_w^2 - V_0^2}{2}} = \frac{\dot{m}_{a,el} (u_w - V_0) V_0}{\dot{m}_{a,el} (u_w^2 - V_0^2)/2} = \frac{2 V_0}{u_w + V_0}$$

● **ESOREATTORI:**

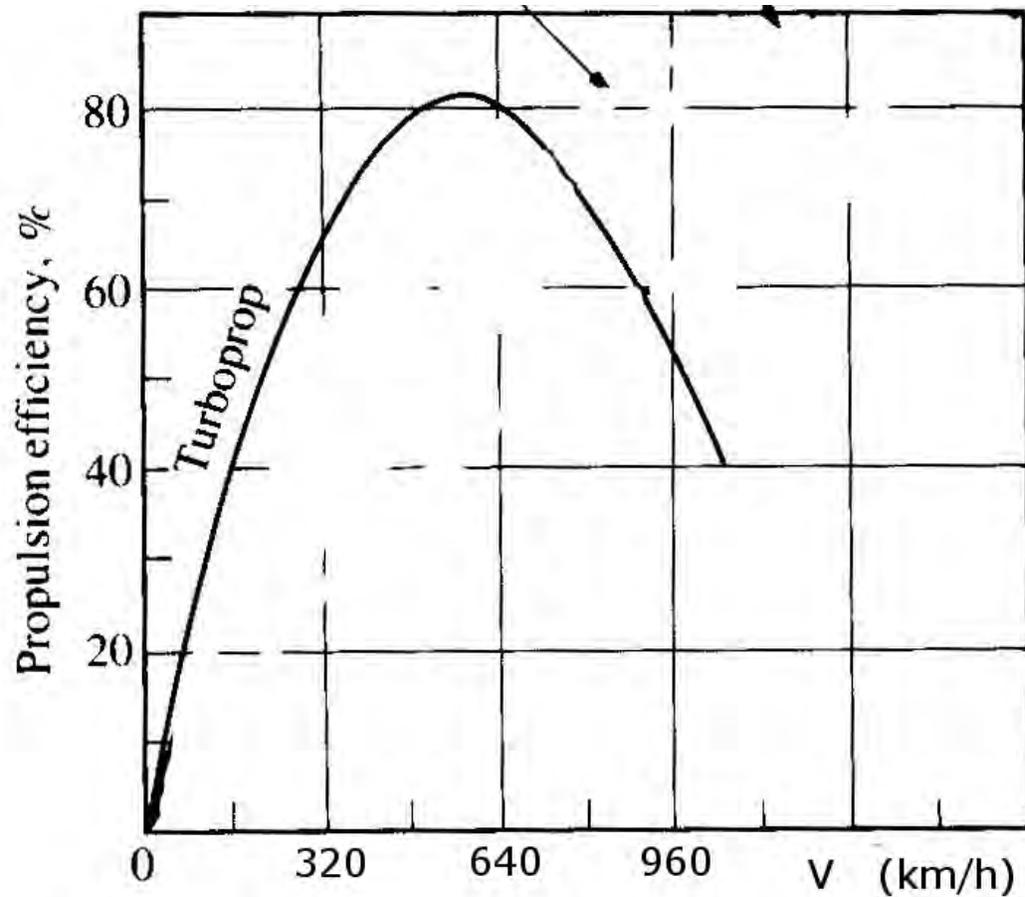
(107)

$$\eta_p \simeq \frac{2 V_0}{u_e + V_0} \quad (108)$$

● **DEFINIAMO**

$$\nu = \begin{cases} \frac{V_0}{u_w} & \text{motori ad elica} \\ \frac{V_0}{u_e} & \text{esoreattori} \end{cases} \quad (109)$$

$$\rightarrow \boxed{\eta_p = \frac{2\nu}{1 + \nu}} \quad (110)$$

3.18 η_p TIPICO ELICA

- **LIMITA LA VELOCITÀ PER PROPULSORI A ELICA**

3.19 CONSUMI SPECIFICI

● MOTOELICA:

$$\boxed{SFC = \frac{\dot{m}_f}{P_{ax}}} \left\{ \begin{array}{l} \text{in kg/(s W)} \\ \cdot 3\,600\,000 \text{ in kg/(h kW)} \leftarrow \end{array} \right.$$

● ESOREATTORI (111)

$$\boxed{TSFC = \frac{\dot{m}_f}{F}} \left\{ \begin{array}{l} \text{in kg/(s N)} \\ \cdot 3\,600 \text{ in kg/(h N)} \leftarrow \\ \cdot 3\,600 \cdot g_0 \text{ in kg/(h kg}_f) \end{array} \right.$$

$$g_0 = 9.80665 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \quad \left. \begin{array}{l} (112) \\ (113) \end{array} \right\}$$

● TURBOELICA

$$P_{ax,j} = \frac{P_{p,j}}{\eta_p^*} = \frac{F_j V_0}{\eta_p^*} \quad (114)$$

– POTENZA ALL'ASSE EQUIVALENTE:

$$P_{eq} = P_{ax} + P_{ax,j} \quad (115)$$

$$\boxed{ESFC = \frac{\dot{m}_f}{P_{eq}}} \quad (116)$$

RELAZ. TRA $TSFC$ E $\eta_o \rightarrow \boxed{TSFC = \frac{1}{\eta_o} \frac{V_0}{Q_f}}$

3.20 INCIDENZA DEL *TSFC*

- **COMBUSTIBILE $\sim 25\%$ COSTI LINEA AEREA**
- **HP: *TSFC* RIDOTTO DEL'1%; MASSA CARICO UTILE 10%, MASSA COMBUST. 30% di m_{TO}**
- **COSTO PER UNITÀ DI CARICO UTILE PASSA DA 1 A**

$$\frac{100 - 0.25}{100 + 3} = \frac{99.75}{103} \simeq 0.9685 \quad (117)$$

- **RIDUZIONE DEL 3.15 %**

3.21 POTENZA E SPINTA SPECIFICA

- POTENZA PER UNITÀ DI MASSA DEL MOTORE

$$\begin{cases} P_{ax}/m_{eng} & \text{motoelica} \\ P_{eq}/m_{eng} & \text{turboelica} \end{cases} \quad (118)$$

- SPINTA PER UN UNITÀ DI PESO DEL MOTORE

$$\frac{F}{w_{eng}} = \frac{F}{g_0 m_{eng}} \quad (119)$$

- STIMA MASSA DEL MOTORE DIFFICILE →

- LAVORO PER UNITÀ DI PORTATA D'ARIA

$$L_a = \begin{cases} P_{ax}/\dot{m}_a & \text{motoelica} \\ P_{eq}/\dot{m}_a & \text{turboelica} \end{cases} \quad (120)$$

- SPINTA PER UNITÀ DI PORTATA D'ARIA

$$I_a = \frac{F}{\dot{m}_a} \simeq u_e - V_0 \quad (121)$$

- PORTATA D'ARIA PIÙ FACILE DA STIMARE

3.22 SPINTA SPECIFICA PER TURBOFAN

$$I_a = \frac{F}{\dot{m}_a} \simeq \frac{u_{e,1} - V_0 + BPR (u_{e,2} - V_0)}{1 + BPR}$$

(122)

- **MIGLIORAMENTO RAPPORTO SPINTA/PESO
CONTRIBUISCE A DIMINUIRE COSTI PER
PAX-km**

3.23 INDICI DI PRESTAZIONE PER ENDOREATTORI

- VELOCITÀ D'USCITA EQUIVALENTE

$$\boxed{u_{eq} = \frac{F}{\dot{m}}} \quad (123)$$

- IMPULSO SPECIFICO

$$\boxed{I_{sp} = \frac{F}{\dot{w}}} \quad (124)$$

$$I_{sp} = \frac{F}{g_0 \dot{m}} \rightarrow \boxed{I_{sp} = \frac{u_{eq}}{g_0}} \quad (125)$$

- RAPPORTO SPINTA/PESO DEL MOTORE

$$\frac{F}{w_{eng}} = \frac{F}{g_0 m_{eng}} \quad (126)$$

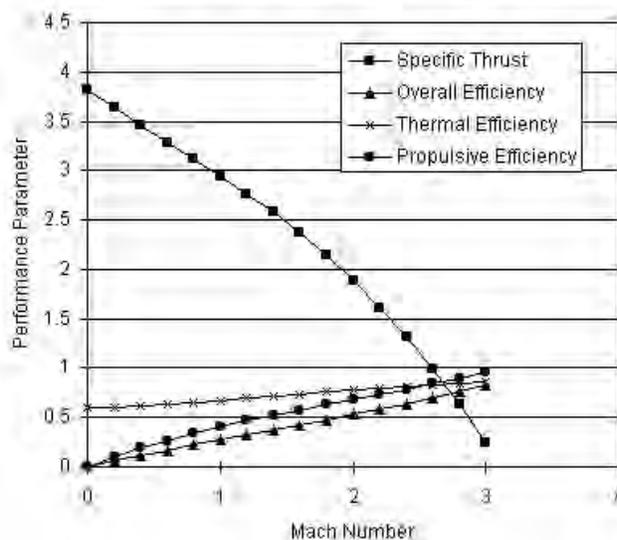
3.24 VALORI TIPICI DEGLI INDICI DI PRESTAZIONE PER MOTORI AERONAUTICI

Propulsore	$SFC, ESFC$ kg/(kW h)	P/m_{eng} kW/kg	P/A_{eng} kW/m ²
Motoelica	0.20 ÷ 0.30	0.8 – 1.8	300 – 2000
Turboelica	0.22 ÷ 0.36	2.5 – 3.8	5000 – 12000

Propulsore	$TSFC$ kg/(N h)	F/w_{eng}
Turbogetto a $M_0=0.8$	0.09	3 ÷ 5
Turbogetto a $M_0=2$	0.12	4 ÷ 5
Turbofan a $M_0=0.8$	0.052 ÷ 0.06	4 ÷ 6
Turbogetto con postbruciatore a $M_0=2$	0.15	8
Autoreattore a $M_0=1$	0.46	
Autoreattore a $M_0=2$	0.17 ÷ 0.26	30

● $TSFC$ IN VOLO; F/w_{eng} RIF. A SPINTA *STATICA*

TURBOJET PERFORMANCE
Effect of Flight Mach Number
 $T_{max} = 1400$ K, $\beta_0 = 25$



3.25 VALORI TIPICI DEGLI INDICI DI PRESTAZIONE PER ENDOREATTORI

Propulsore	u_{eq} m/s	F/w_{eng}
Chimico, propellenti liquidi	2500 ÷ 4600	50 ÷ 100
Chimico, propellenti solidi	2000 ÷ 3000	
Resistogetto	2000 ÷ 8000	0.06
Arcogetto	4000 ÷ 20000	0.01
Elettrostatico	25000 ÷ 34000	0.001
Elettromagnetico	3000 ÷ 12000	0.0001

3.26 AUTONOMIA

$$F = D = L \left(\frac{D}{L} \right) = \frac{mg}{L/D} \quad (127)$$

$$\eta_o = FV_0 / (\dot{m}_f Q_f) \quad (128)$$

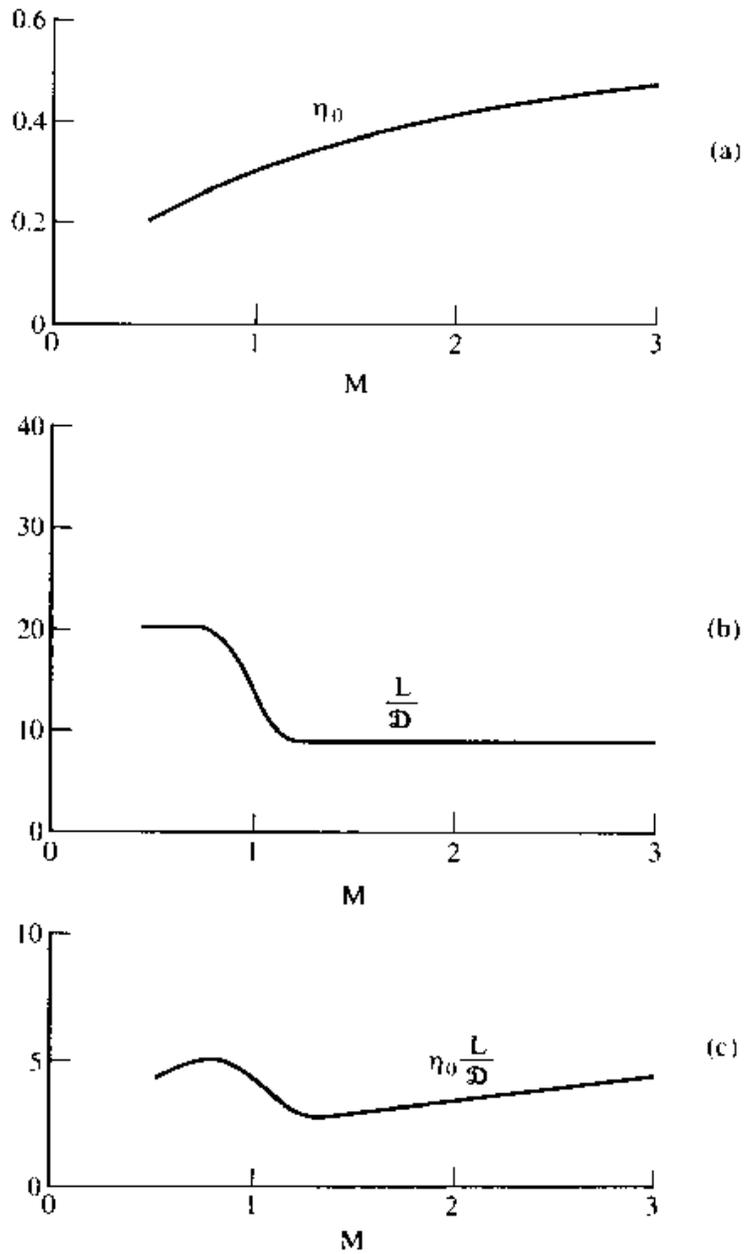
$$F = \frac{mg}{L/D} = \frac{\eta_o Q_f}{V_0} \left(- \frac{dm}{dt} \right) \quad (129)$$

$$\Delta t = \frac{\eta_o L/D}{V_0} \frac{Q_f}{g} \int_{t_{in}}^{t_{fin}} \left(- \frac{dm}{m} \right) \quad (130)$$

$$s = V_0 \Delta t = \eta_o \frac{L}{D} \frac{Q_f}{g} \log \left(\frac{m_{in}}{m_{fin}} \right) \quad (131)$$

$$\begin{aligned} m_f &= m_{in} - m_{fin} = \\ &= m_{in} \left(1 - \frac{m_{fin}}{m_{in}} \right) = m_{in} \left[1 - \exp \left(- \frac{s}{\eta_o \frac{L}{D} \frac{Q_f}{g}} \right) \right] \end{aligned} \quad (132)$$

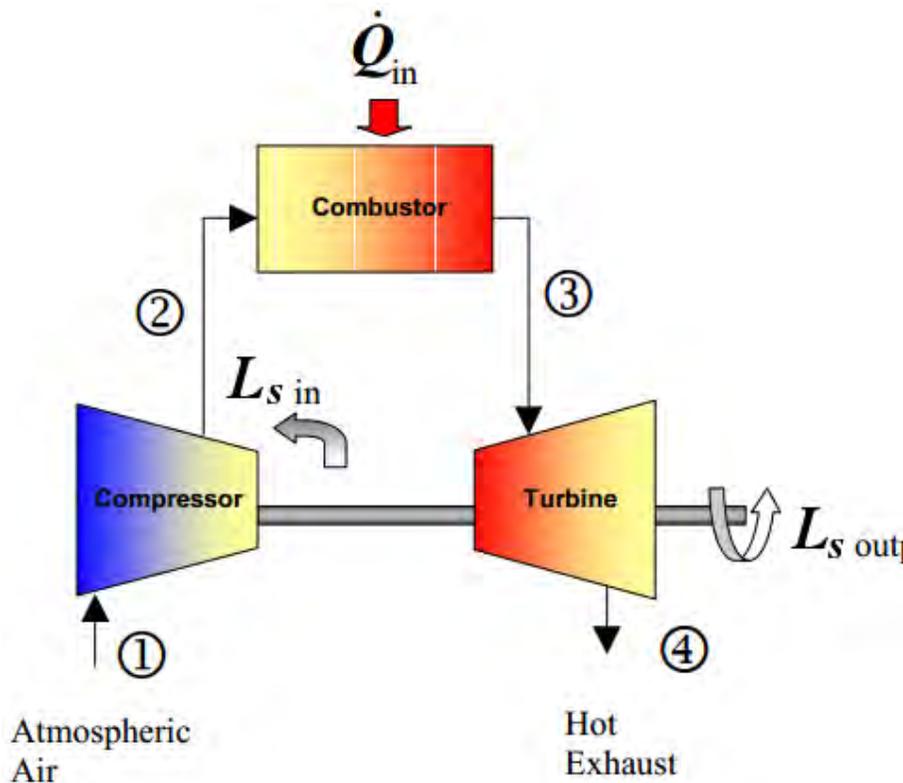
3.27 RENDIMENTO GLOBALE ED EFFICIENZA AERODINAMICA *vs.* M_0



4.1 CICLO DEL TURBOGAS

- CICLO BRAYTON–JOULE
- TURBOELICA, TURBOGETTO, TURBOFAN, ...
- PRESTAZIONI: (LAVORO/POTENZA/SPINTA), CONSUMO, RENDIMENTI
- PARAMETRI DI PROGETTO: T_{max} , β_c

4.2 NUMERAZ. SEZIONI; TRASFORMAZIONI



1. INGRESSO COMPRESSORE;
2. USCITA COMPRES. \equiv INGR. CAMERA COMBUST.
3. USCITA CAMERA COMBUST. \equiv INGR. TURBINA;
4. USCITA TURBINA

- 1–2 COMPRESSIONE: $\mathcal{L}_{s,in} < 0$;
 2–3 COMBUSTIONE: $Q_{in} > 0$;
 3–4 TURBINA: $\mathcal{L}_{s,out} > 0$;
 4–1 AMBIENTE ESTERNO: $Q_{out} < 0$

4.3 PIANI TERMODINAMICI

- $p-v$ CLAPEYRON
- $h-s$ MOLLIER $\Delta h_0 = Q - L_s$;
- $T-s$ ENTROPICO $c_p \Delta T_0 = Q - L_s$; $Q_{rev} = \int T ds$

- BASSO M DEL FLUSSO $\rightarrow h_0 \simeq h, T_0 \simeq T \rightarrow$

$$\boxed{\Delta h \simeq Q - \mathcal{L}_s} \quad (133)$$

4.4 DEFINIZIONI PER CALORE E LAVORO

ADIABATICHE $\mathcal{L}_s \simeq -\Delta h$
 SENZA LAVORO ALL'ALBERO $Q \simeq \Delta h$

- Q, \mathcal{L}_s CALORE E LAVORO ALL'ALBERO *SECONDO CONVENZIONI TERMODINAMICHE*
- Q, L_s DEFINITE (IN MODO DA ESSERE > 0):

$$\left\{ \begin{array}{ll} L_c = -\mathcal{L}_{s,in} & \text{LAV. COMPRESSIONE} \\ Q_b = \mathcal{Q}_{in} & \text{CALORE ACQUISITO IN CAMERA} \\ L_t = \mathcal{L}_{s,out} & \text{LAV. TURBINA} \\ Q_a = -\mathcal{Q}_{out} & \text{CALORE CEDUTO AMBIENTE} \end{array} \right.$$

(134)

$$\left\{ \begin{array}{l} L_c = h_2 - h_1 \\ Q_b = h_3 - h_2 \\ L_t = h_3 - h_4 \\ Q_a = h_4 - h_1 \end{array} \right. \quad (135)$$

- IN UN CICLO

$$\Delta h \simeq (Q_b - Q_a) - (L_t - L_c) = 0 \quad (136)$$

4.5 CICLO TURBOGAS *IDEALE*

- COMPONENTI VISTI COME SCATOLE NERE
- MASSA EVOLVENTE COSTANTE ($\dot{m}_f \ll \dot{m}_a$);
- GAS CALORICAMENTE/TERMICAMENTE PERFETTO, $R=\text{const}$;
- NO DISPERSIONE CALORE;
- NO PERDITE p (ATTRITO, COMBUSTIONE);
- COMBUSTIONE COMPLETA;
- COMPRESSIONE E ESPANSIONE (TURBINA) ADIABATICHE REVERSIBILI;
- ESPANSIONE FINO A p AMBIENTE

4.6 TRASFORMAZIONI SUI PIANI $T-s$, $h-s$

1–2 COMPRESSIONE: $s=\text{const}$;

2–3 COMBUSTIONE: $p=\text{const}$;

1–4 TURBINA: $s=\text{const}$;

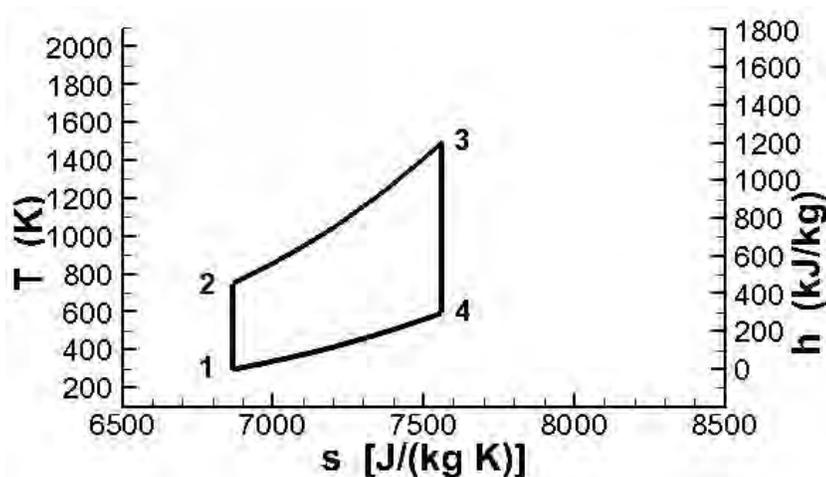
4–1 AMBIENTE ESTERNO: $p=\text{const}$

● PENDENZA DELLE ISOBARE:

$$\boxed{\frac{dh}{ds} = T}; \quad \boxed{\frac{dT}{ds} = \frac{T}{c_p}} \quad (137)$$

→ ISOBARE DIVERGENTI!!!

$$T = p^{(\gamma-1)/\gamma} \exp\left(\frac{s - s_{ref}}{c_p}\right) \quad (138)$$



4.7 MECCANISMI DI PRODUZIONE DELL'ENTROPIA

● **DOVUTA A PROCESSI DIFFUSIVI (AGITAZIONE TERMICA):**

$$\begin{aligned}
 \text{ATTRITO:} & \quad \dot{s} \propto \mu (du/dy)^2 \\
 \text{CONDUZIONE CALORE:} & \quad \dot{s} \propto k (dT/dy)^2 \\
 \text{DIFFUSIONE SPECIE:} & \quad \dot{s} \propto \rho D_i (dY_i/dy)^2
 \end{aligned}$$

(139)

- μ COEFF. VISCOSITÀ DINAMICA
- k COEFF. CONDUCEBILITÀ TERMICA
- D_i COEFF. DIFFUSIONE SPECIE CHIM. i
- Y_i CONCENTRAZ. SPECIE CHIMICA i

4.8 INDICI DI PRESTAZIONE

- LAVORO UTILE (PER kg di FLUIDO):

$$L_u = L_t - L_c \quad (140)$$

- RENDIMENTO TERMODINAMICO:

$$\eta_{th} = \frac{L_u}{Q_b} \quad (141)$$

4.9 LAVORO UTILE $L_u = L_t - L_c$ (1/2)

$$L_c = h_2 - h_1 = c_p (T_2 - T_1) = c_p T_1 \left(\frac{T_2}{T_1} - 1 \right)$$

$$\text{ISENTROPICA: } \frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \quad (142)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \quad (143)$$

● **RAPPORTO DI COMPRESSIONE:**

$$\boxed{\beta_c = \frac{p_2}{p_1}} \quad (144)$$

● **PARAMETRO DI RAPPORTO DI PRESSIONE:**

$$\boxed{\tau_c = \beta_c^{(\gamma-1)/\gamma}} \quad (145)$$

● **PER TRASF. ISENTROPICA $\tau_c = T_2/T_1$**

$$L_c = c_p T_1 (\tau_c - 1) \quad (146)$$

4.10 LAVORO UTILE $L_u = L_t - L_c$ (2/2)

$$L_t = h_3 - h_4 = c_p (T_3 - T_4) = c_p T_3 \left(1 - \frac{T_4}{T_3} \right)$$

ISENTROPICA: $\frac{T_4}{T_3} = \left(\frac{p_4}{p_3} \right)^{(\gamma-1)/\gamma}$ (147)

$$\frac{T_4}{T_3} = \left(\frac{p_4}{p_3} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \quad (148)$$

● **COMBUST. E TRASF. ESTERNA ISOBARE:**

$$\frac{p_4}{p_3} = \frac{p_1}{p_2} = \frac{1}{\beta_c} \quad \rightarrow \quad \frac{T_4}{T_3} = \frac{1}{\tau_c} \quad (149)$$

● **RAPPORTO DI TEMPERATURE DEL CICLO:**

$$\tau = \frac{T_3}{T_1} \quad (150)$$

$$L_t = c_p T_1 \tau \left(1 - \frac{1}{\tau_c} \right) \quad (151)$$

$$\begin{aligned} L_u &= c_p T_1 \left[\tau \left(1 - \frac{1}{\tau_c} \right) - (\tau_c - 1) \right] = \\ &= c_p T_1 (\tau - \tau_c) \left(1 - \frac{1}{\tau_c} \right) \end{aligned} \quad (152)$$

4.11 RENDIMENTO TERMODINAMICO $\eta_{th} = \frac{L_u}{Q_b}$

$$Q_b = h_3 - h_2 = c_p (T_3 - T_2) = c_p T_1 (\tau - \tau_c) \quad (153)$$

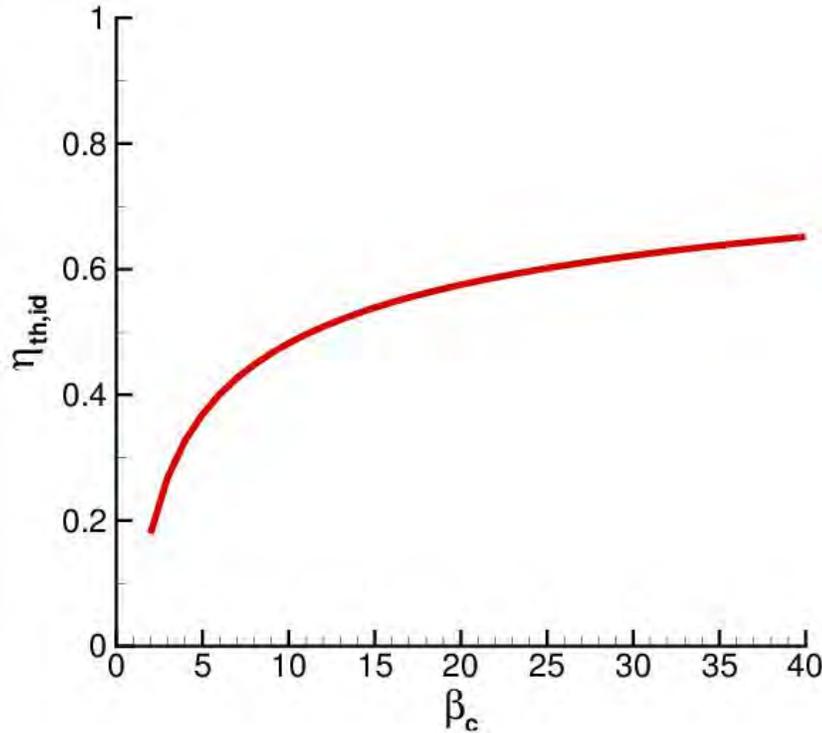
$$\eta_{th} = 1 - \frac{1}{\tau_c} \quad (154)$$

- $\eta_{th} = f(\beta_c)$, $L_u = f(\beta_c, \tau)$
- β_c LIMITATO DA PESO COMPRESS. E TURBINA
- τ LIMITATO DA TEMPERATURA MAX ACCETTABILE IN TURBINA
- ASSEGNATO τ , β_c NON PUÒ ANDARE OLTRE

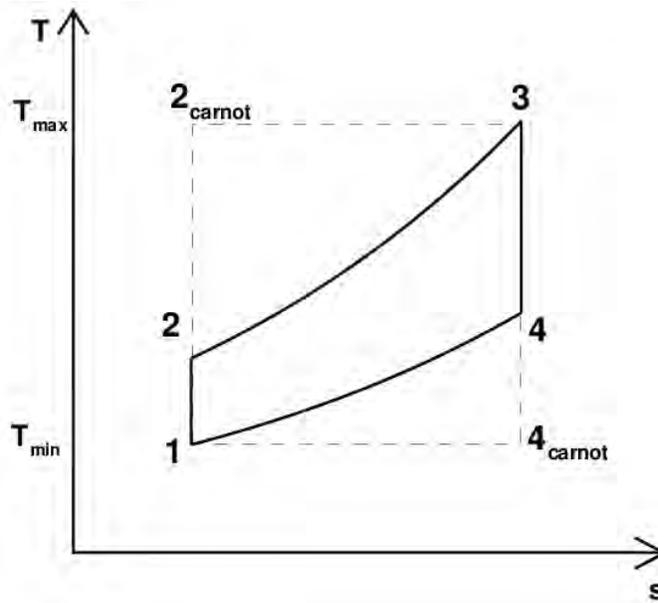
$$\beta_{c,limite} = \left(\frac{T_3}{T_1} \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (155)$$

- MA $\beta_{c,limite}$ ESTREMAMENTE ALTO

4.12 RENDIMENTO TERMODINAMICO CICLO TURBOGAS IDEALE (1/2)



$$\eta_{th} = 1 - T_1/T_2 < \eta_{th,Carnot} = 1 - T_1/T_3 \quad (156)$$

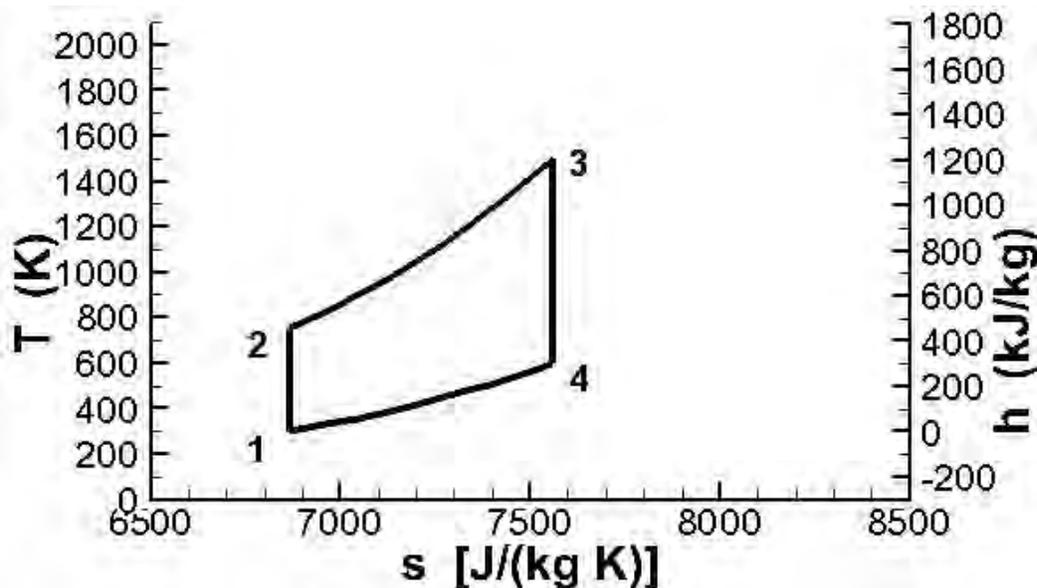


4.13 RENDIMENTO TERMODINAMICO CICLO TURBOGAS IDEALE (2/2)

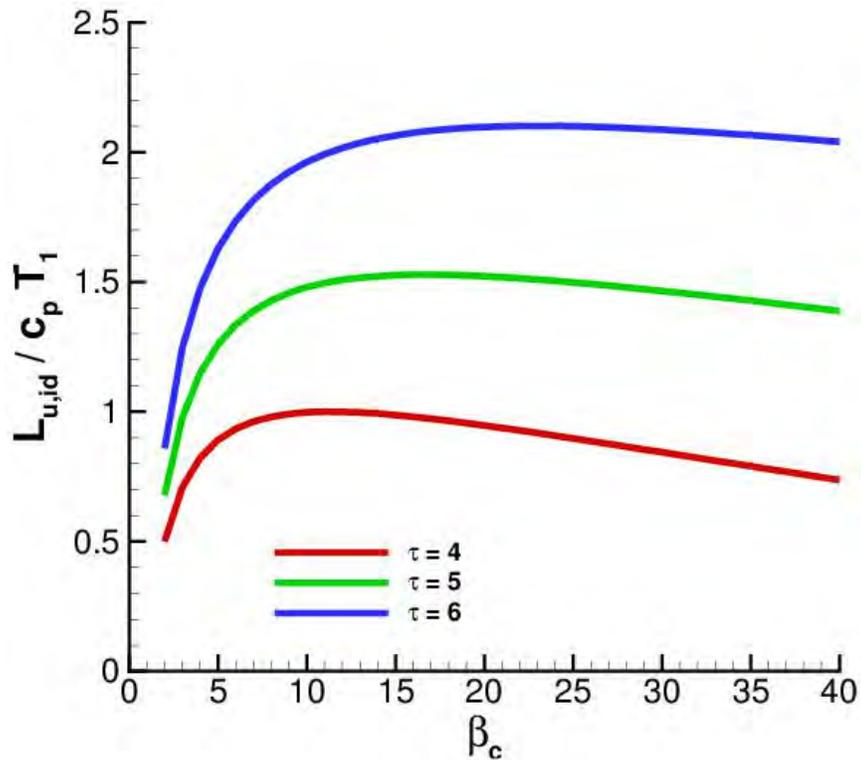
$$L_s = Q \rightarrow L_u = Q_b - Q_a \rightarrow \eta_{th} = 1 - \frac{Q_a}{Q_b} \quad (157)$$

$$\text{TRASF. REVERSIBILE: } Q = \int T ds \quad (158)$$

$$\eta_{th} = 1 - \frac{\text{area sottesa da 1-4}}{\text{area sottesa da 2-3}} \quad (159)$$

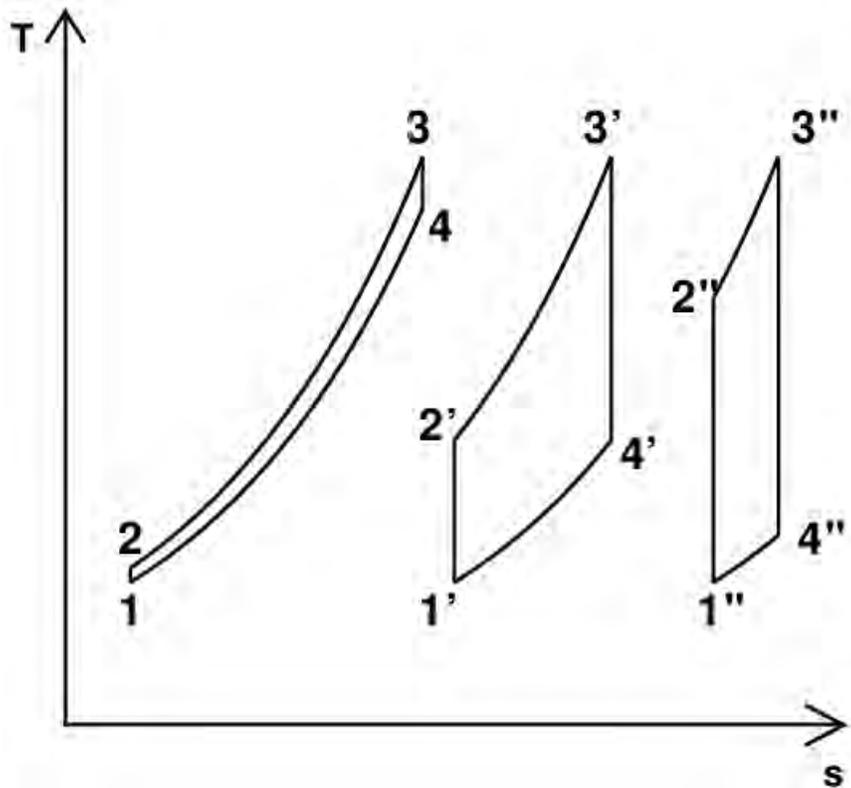


4.14 LAVORO UTILE CICLO TURBOGAS IDEALE



- SI ANNULLA PER $\tau_c = 1$
($\beta_c = 1$, NO COMPRESSIONE).
- E PER $\tau_c = \tau$
($T_3 = T_2$, $Q_b = 0$, NO COMBUSTIONE)
- MAX PER $\partial L_u / \partial \tau_c = 0 \rightarrow \tau_{c,max} = \sqrt{\tau}$

4.15 MASSIMO DEL LAVORO UTILE CICLO TURBOGAS IDEALE



● ESSENDO:

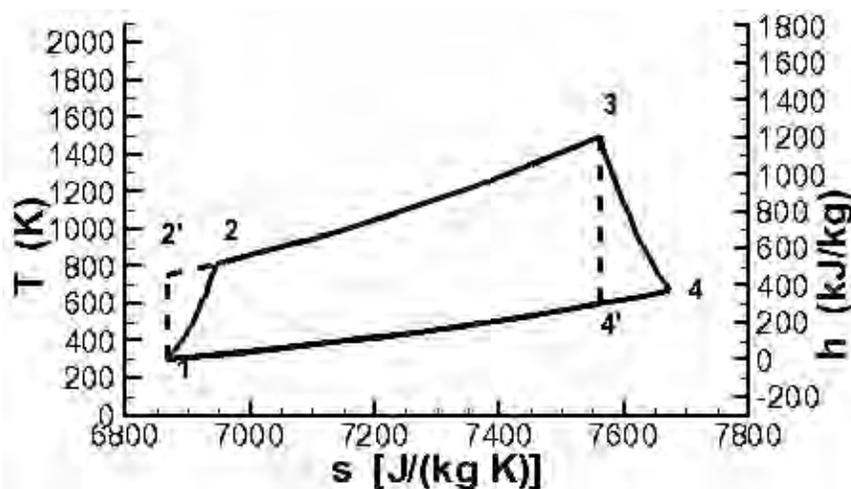
$$T_2 = T_1 \tau_c, \quad T_4 = \frac{T_3}{\tau_c} = T_1 \frac{\tau}{\tau_c} \quad \rightarrow \quad \frac{T_4}{T_2} = \frac{\tau}{\tau_c^2}$$

→ IL MASSIMO SI HA PER

$$\frac{T_4}{T_2} = 1 \quad \rightarrow \quad T_2 = T_4 \quad (160)$$

4.16 SCOSTAMENTO CICLO TURBOGAS REALE DA CICLO IDEALE

1. COMPRESSIONE NON ISENTROPICA
 2. ESPANSIONE IN TURBINA NON ISENTROPICA
 3. COMBUSTIONE INCOMPLETA
 4. PERDITE DI CALORE
 5. COMBUSTIONE NON ISOBARA
 6. ATTRITO SUI CUSCINETTI
 7. PORTATA IN MASSA NON COSTANTE (\dot{m}_f)
 8. PROPRIETÀ FLUIDO NON COSTANTI
 9. GAS REALE
- PER ORA INTRODUCIAMO EFFETTI 1 E 2



4.17 RENDIMENTO ADIABATICO (o ISENTROPICO) DEL COMPRESSORE

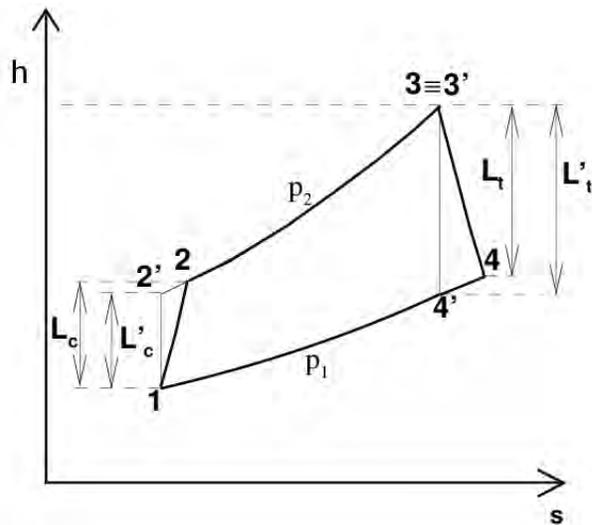
● RENDIMENTO DEL COMPRESSORE:

$$\eta_c = \frac{L'_c}{L_c} = \frac{T'_2 - T_1}{T_2 - T_1} \quad (161)$$

● (IDEALE/REALE); $L_c > L'_c \rightarrow \eta_c < 1$

$$T_2 = T_1 + \frac{T'_2 - T_1}{\eta_c} = T_1 \left(1 + \frac{T'_2/T_1 - 1}{\eta_c} \right) \quad (162)$$

$$T_2 = T_1 \left(1 + \frac{\tau_c - 1}{\eta_c} \right) \quad (163)$$



4.18 RENDIMENTO ADIABATICO (o ISENTROPICO) DELLA TURBINA

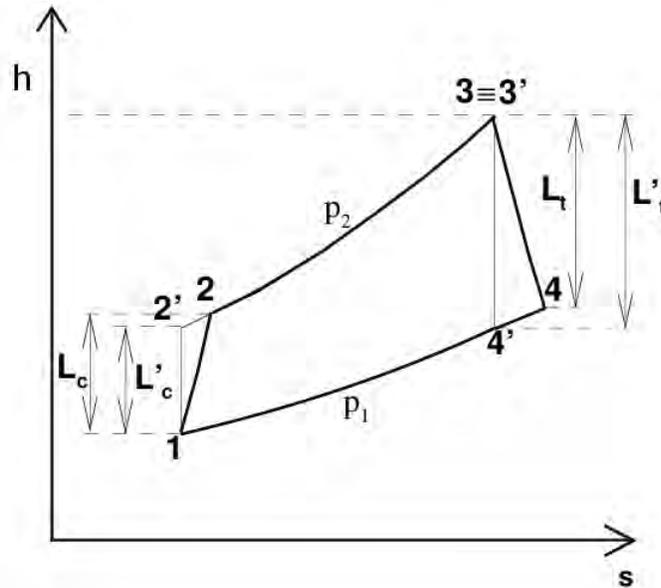
● RENDIMENTO DELLA TURBINA:

$$\eta_t = \frac{L_t}{L'_t} = \frac{T_3 - T_4}{T_3 - T_{4'}} \quad (164)$$

● (REALE/IDEALE); $L_t < L'_t \rightarrow \eta_t < 1$

$$T_4 = T_3 - \eta_t (T_3 - T_{4'}) = T_3 \left[1 - \eta_t \left(1 - \frac{T_{4'}}{T_3} \right) \right] =$$

$$= T_3 \left[1 - \eta_t \left(1 - \frac{1}{\tau_c} \right) \right] \quad (165)$$



4.19 CICLO REALE: LAVORO UTILE

$$\begin{aligned}
 L_u &= L_t - L_c = c_p(T_3 - T_4) - c_p(T_2 - T_1) = \\
 &= c_p \left[T_3 \eta_t \left(1 - \frac{1}{\tau_c} \right) - T_1 \frac{\tau_c - 1}{\eta_c} \right] = \\
 &= c_p T_1 \left(\eta_t \tau - \frac{\tau_c}{\eta_c} \right) \left(1 - \frac{1}{\tau_c} \right) \quad (166)
 \end{aligned}$$

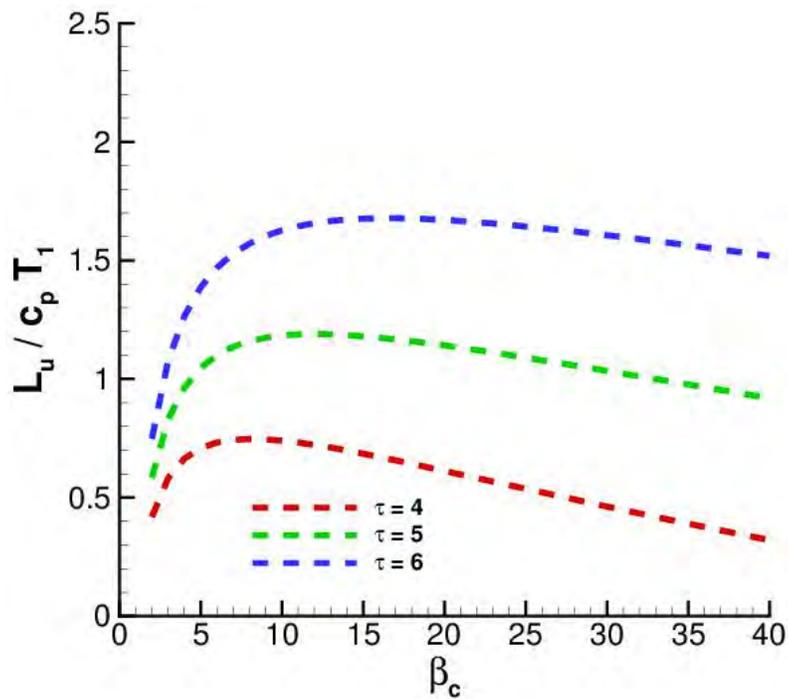
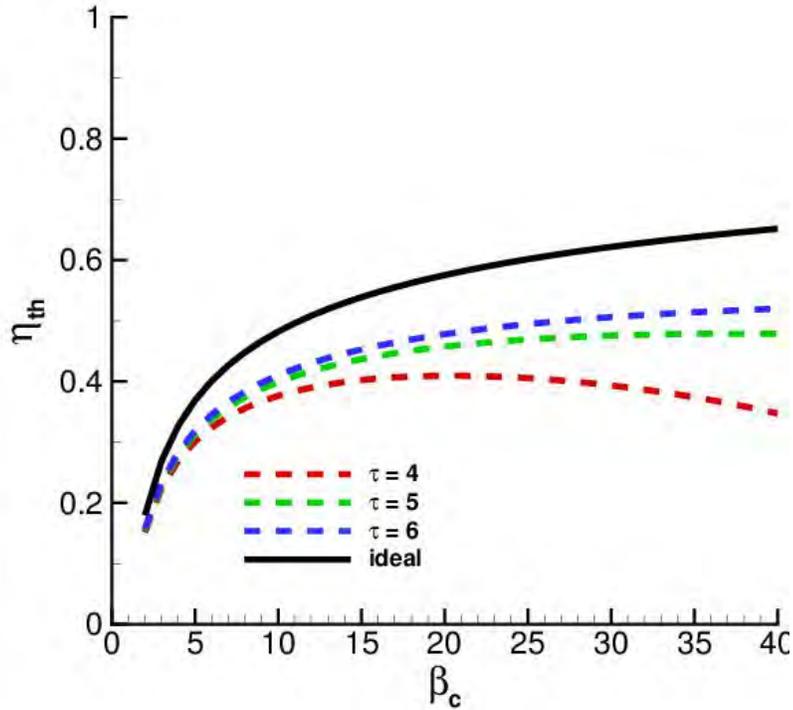
- DIPENDE DA β_c E τ , COME NEL CICLO IDEALE

4.20 CICLO REALE: RENDIMENTO TERMODINAMICO

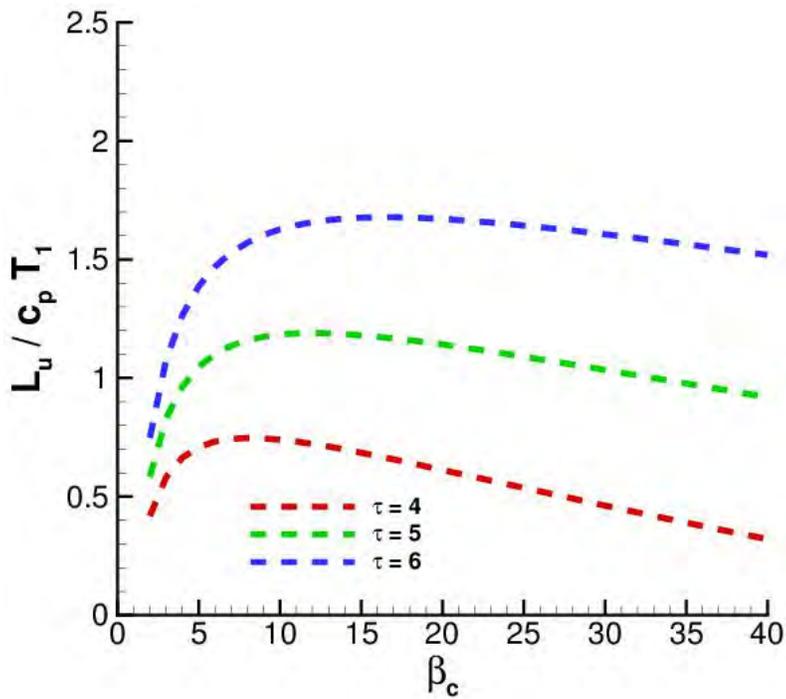
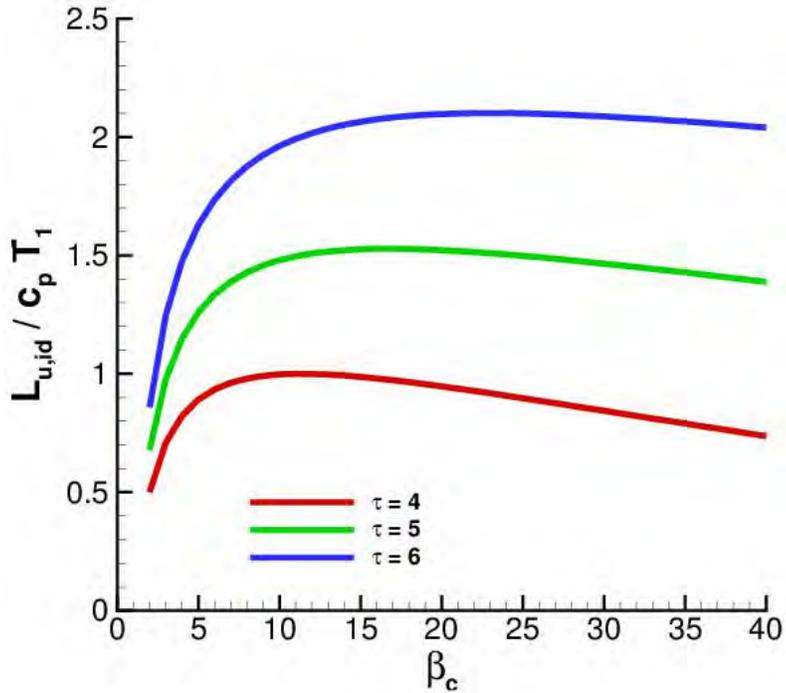
$$\begin{aligned}
 \eta_{th} &= \frac{L_t - L_c}{Q_b} = \frac{L_u}{c_p(T_3 - T_2)} = \\
 &= \frac{T_1 \left[\eta_t \tau \left(1 - \frac{1}{\tau_c} \right) - \frac{\tau_c - 1}{\eta_c} \right]}{T_3 - T_2} = \\
 &= \eta_{th,id} \frac{\tau \eta_c \eta_t - \tau_c}{\tau \eta_c - \tau_c + 1 - \eta_c} \quad (167)
 \end{aligned}$$

- DIPENDE DA β_c , COME NEL CICLO IDEALE, MA ANCHE DA τ

4.21 CICLO REALE:
 $\eta_{th}(\beta_c, \tau)$ ED $L_u(\beta_c, \tau)$



4.22 CONFRONTO LAVORO UTILE IDEALE E REALE



4.23 ESERCIZIO TURBOGAS

- $T_1 = 300$ K, $T_3 = 1350$ K, $\beta_c = 20$, $\gamma = 1.4$,
 $c_p = 1005$ J/(kg K), $Q_f = 43$ MJ/kg, $P = 5000$ kW
- CICLO IDEALE: DETERMINARE τ_c , T'_2 , T'_4 ,
 η_{th} , L_u , Q_b , \dot{m}_a , \dot{m}_f , f , SFC
- CICLO REALE: ASSUNTI $\eta_c = 0.88$, $\eta_t = 0.90$,
DETERMINARE T_2 , T_4 , η_{th} , L_u , Q_b , \dot{m}_a , \dot{m}_f ,
 f , SFC
- TRACCIARE AMBEDUE I CICLI SUL PIANO
 $T-s$, ASSUMENDO $p_1 = 101325$ Pa

5.1 TURBOELICA (TP)

- Δh_u DISPONIBILE SFRUTTATO PRINCIPALMENTE PER AZIONARE L'ELICA (PARTE RESTANTE NEL GETTO);
- MIGLIORE η_p ELICA A BASSI M_0 RISPET. TJ/TF;
- RIDOTTA LUNGHEZZA PISTA RISPET. TJ/TF (PICCOLI AEROPORTI; USO MILITARE);
- RIDOTTA MANUTENZ. RISPETTO MOTOELICA;
- INTENSO RUMORE IN CABINA → TRATTE BREVI (SVANTAGGIO MINORE V_0 IRRILEVANTE) NO PROBLEMA PER MILITARI;
- RIDUTTORE TRA MOTORE ED ELICA;
- TURBOSHAFT E APU MOLTO SIMILI

Propulsore	$SFC, ESFC$ kg / (kW h)	P/m_{eng} kW/kg	P/A_{eng} kW/m ²
Motoelica	0.20 ÷ 0.30	0.8 – 1.8	300 – 2000
Turboelica	0.22 ÷ 0.36	2.5 – 3.8	5000 – 12000

5.2 DATI PER ALCUNI MOTORI TURBOELICA

Motore	anno di introduzione in servizio	D m	β_o	P_{eq} kW	$ESFC$ kg/(kW h)	P_{eq}/m_{eng} kW/kg
Dart RR	1948	0.96	5.62	1 354	0.35	2.48
Kuznetsov NK-12	1954		9.5	11 033	0.22	3.7
Allison T56	1954	0.69	11.5	3 244	x.xx	2.75
PW Canada PT6T-6B	1960	0.48	6.3	1 469	0.36	3.5
PW Canada 127	1992	0.68		1 953		3.8
Europrop TP400-D6	2009	0.92	25.0	8 200	0.22	3.7
GE 93	2015	0.48	16.0	970	x.xx	x.x

5.3 AEREI TURBOELICA CIVILI

Vickers Viscount 1948

Fokker F27 1958

Hawker Siddeley 748
1961



Antonov An-24 1962

Dash-8 1984

ATR 42 1985

● ALA BASSA O ALTA

5.4 AEREI TURBOELICA MILITARI DA TRASPORTO (1/2)

Lockheed C-130J 1954/99



Transall C-160 1967



Antonov An-22
1967



Alenia C-27 2006



Shaanxi Y-9 2010



Airbus 400M 2013

● ALA ALTA

5.5 AEREI TURBOELICA MILITARI DA TRASPORTO (2/2)

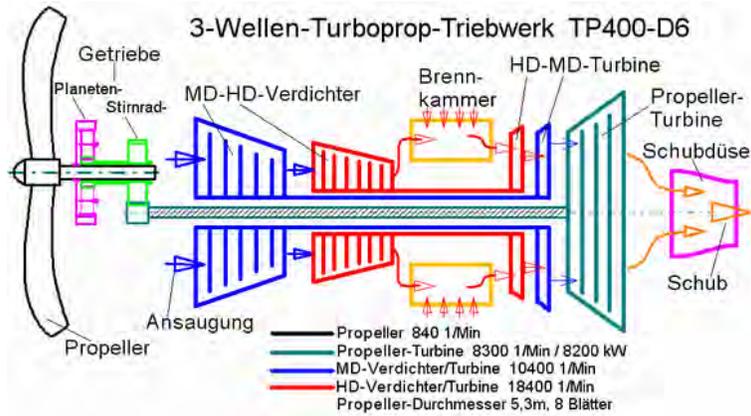
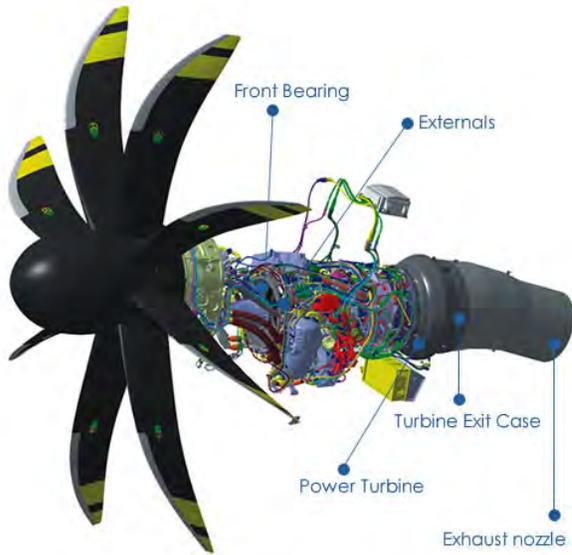
● OPERAZIONI DI CARICO



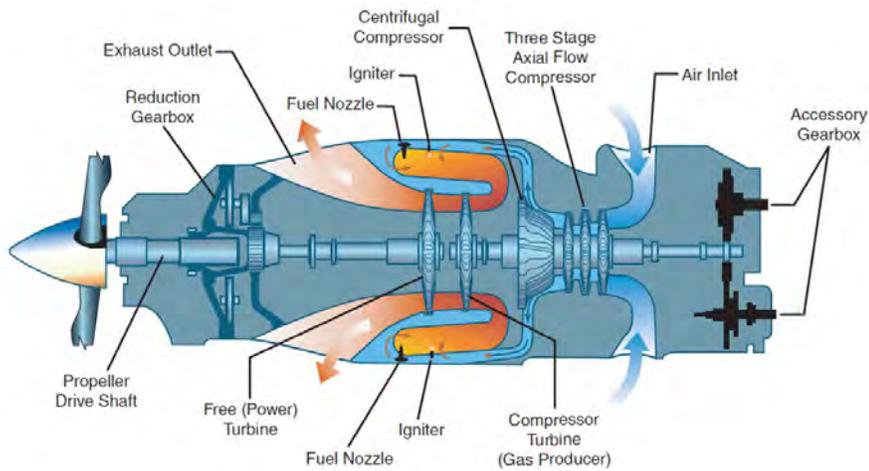
● PISTE NON PREPARATE

5.6 CONFIGURAZIONI

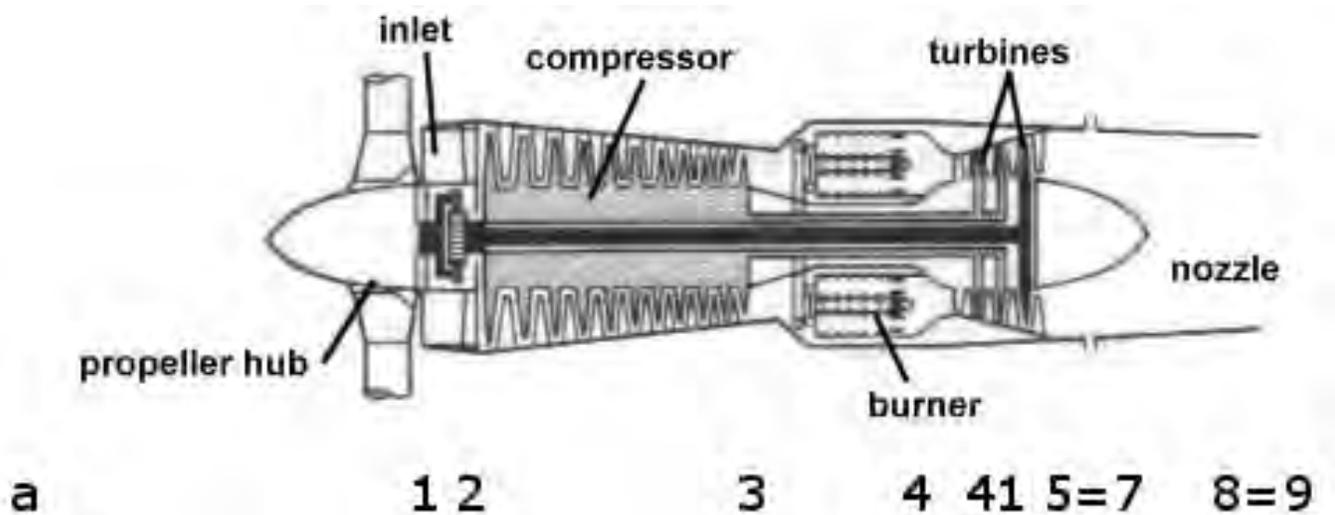
● DIRECT FLOW:



● REVERSE FLOW:



5.7 NUMERAZIONE DELLE SEZIONI



a. ARIA AMBIENTE;

1. INGRESSO PRESA ARIA;

2. USCITA PRESA ARIA. \equiv INGR. COMPRESSORE;

3. USCITA COMPRES. \equiv INGR. CAMERA COMBUST

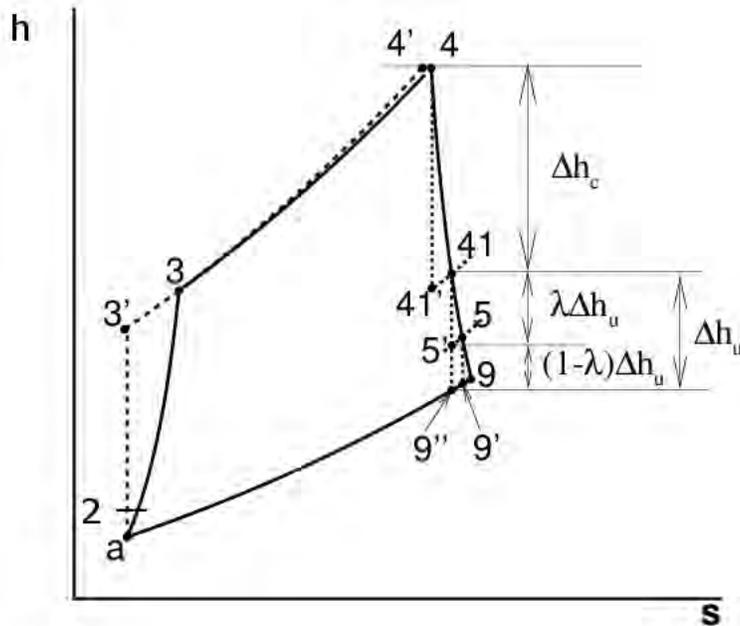
4. USCITA CAM. COMBUST. \equiv INGR. 1^a TURBINA;

41. USCITA 1^a TURB. \equiv INGRES. TURBINA LIBERA;

5 \equiv 7 USCITA TURBINA LIBERA \equiv INGRESSO UGELLO;

8 \equiv 9 GOLA UGELLO \equiv USCITA UGELLO;

5.8 CICLO DEL TURBOELICA RIPARTIZIONE DEL SALTO ENTALPICO UTILE



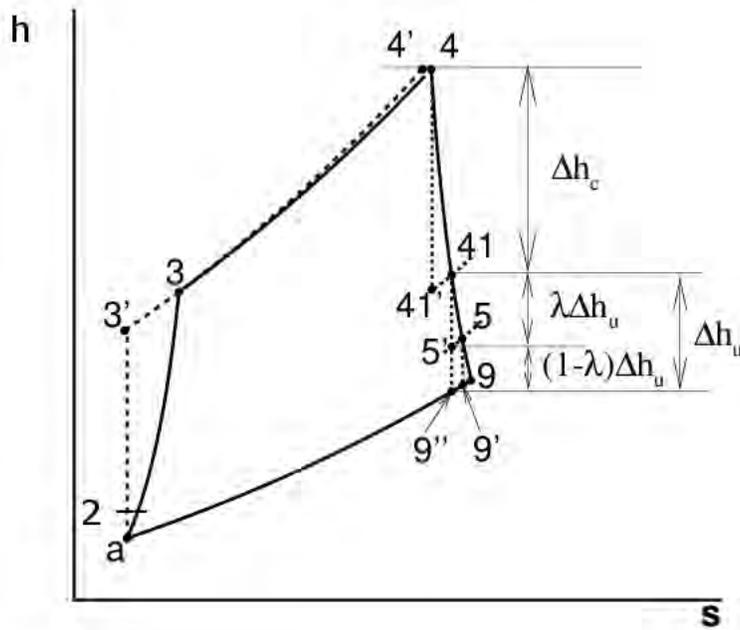
1–2 COMPRES. ADIABATICA IN PRESA ARIA;
 2–3 COMPRES. ADIAB. NEL COMPRESSORE;
 3–4 RISCALDAMENTO IN CAMERA COMBUST.;
 4–41 ESPANSIONE ADIABATICA IN 1^a TURBINA;
 → SALTO ENTALPICO UTILE (ISENTR.)

$$\Delta h_u = h_{41} - h_9'' \quad (168)$$

λ FRAZ. DI Δh_u DESTINATA ALL'ELICA

41–5 ESPANSIONE ADIAB. IN TURBINA LIBERA;
 5–9 ESPANSIONE ADIABATICA NELL'UGELLO;
 9–a RAFFREDDAMENTO ISOBARO ESTERNO.

5.9 SALTO ENTALPICO DISPONIBILE



$$\Delta h_u = h_{41} - h_9'' \quad (169)$$

$$\Delta h_u = h_{41} - h_9'' = c_p (T_{41} - T_9'') = c_p T_{41} \left(1 - \frac{T_9''}{T_{41}} \right)$$

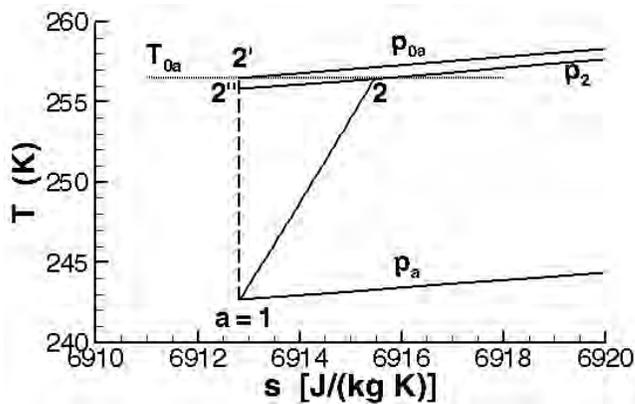
$$\Delta h_u = c_p T_{41} \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_{41}} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right] \quad (170)$$

$$(171)$$

- SE UGELLO È ADATTATO, Δh_u FISSATO

5.10 PRESA D'ARIA (o DIFFUSORE)

- COMPRES. ESTERNA (a-1) ED INTERNA (1-2)
- EQ. ENERGIA: $\Delta h_0 = 0$ MA $\Delta h = h_2 - h_1 \neq 0$
- p_0 DIMIN. (ATTRITO); p AUMEN., u DIMIN.
- RENDIMENTI: 1) RAPPORTO PRESS. TOT. ε_d ,
OPPURE 2) REND. ISENTROPICO η_d



$$T_2 \simeq T_{02} = T_{0a} = T_a \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right)$$

fissata (dati M_0, T_a)

$p_2 \simeq p_{02}$ dipende dal rendimento

$$1) \varepsilon_d = \frac{p_{02}}{p_{0a}} \Rightarrow \boxed{p_2 \simeq p_{02} = \varepsilon_d p_{0a}} \quad (172)$$

$$2) \eta_d = \frac{T_2'' - T_a}{T_2 - T_a} = \frac{T_a (T_2''/T_a - 1)}{T_a (T_2/T_a - 1)} \simeq \frac{(p_2/p_a)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{T_{02}/T_a - 1} \simeq \frac{(p_2/p_a)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\frac{\gamma-1}{2} M_0^2} \Rightarrow$$

$$\boxed{p_2 \simeq p_a \left(1 + \eta_d \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \quad (173)$$

5.11 COMPRESSORE

● TRASFORMAZ. A *RAPPORTO DI PRESSIONI* ASSEGNATO

$$\beta_c = \frac{p_3}{p_2}; \quad \tau_c = \beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (174)$$

$$\boxed{p_3 = \beta_c p_2} \quad (175)$$

● RENDIMENTO DEL COMPRESSORE:

$$\eta_c = \frac{L'_c}{L_c} = \frac{T'_3 - T_2}{T_3 - T_2} \quad (176)$$

$$\rightarrow \boxed{T_3 = T_2 \left(1 + \frac{\tau_c - 1}{\eta_c} \right)} \quad (177)$$

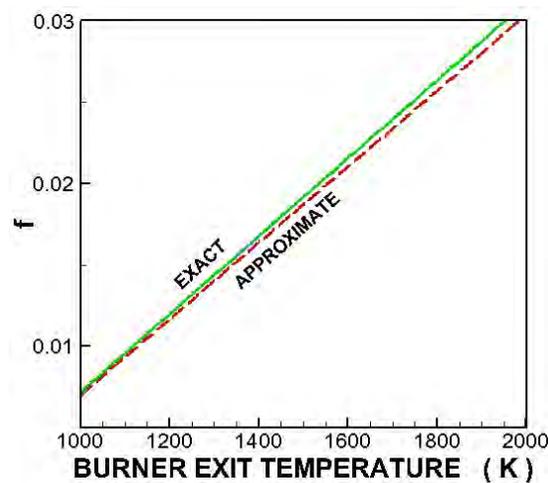
5.12 COMBUSTORE

- EQ. ENERGIA ($L_s = 0, M \ll 1$): $\Delta h_0 \simeq \Delta h = \Delta Q$
- $f = \dot{m}_f / \dot{m}_a$ RAPPORTO COMBUSTIBILE/ARIA
- $h_3 + f (h_f + Q_f) = (1 + f) h_4$
- $h_f \ll Q_f, f \ll 1$
- $\eta_b = (h_4 - h_3) / (f Q_f)$ REND. DI COMBUSTIONE
- T_4 ASSEGNATA

$$f = \frac{c_p (T_4 - T_3)}{\eta_b Q_f} \quad (178)$$

- $\varepsilon_b = p_4 / p_3$ REND. PNEUMATICO DEL COMBUST.

$$p_4 = \varepsilon_b p_3 \quad (179)$$



5.13 TURBINA DEL COMPRESSORE

- RENDIMENTI *MECCANICI* η_{mc} , η_{mt} DI COMPRESSORE E TURBINA
- LAVORO RICHIESTO/DISPONIBILE ALL'ALBERO

$$\frac{L_c}{\eta_{mc}} = \frac{c_p (T_3 - T_2)}{\eta_{mc}}; \quad \eta_{mt,1} L_t = \eta_{mt,1} c_p (T_4 - T_{41})$$

- EQUILIBRIO TURBINA-COMPRESSORE (180)

$$\eta_{mt,1} c_p (T_4 - T_{41}) = \frac{c_p (T_3 - T_2)}{\eta_{mc}} \quad (181)$$

$$\boxed{T_{41} = T_4 - \frac{T_3 - T_2}{\eta_{mc} \eta_{mt,1}}} \quad (182)$$

$$\frac{p_{41}}{p_4} = \frac{p'_{41}}{p_4} = \left(\frac{T'_{41}}{T_4} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (183)$$

$$\eta_t = \frac{L_t}{L'_t} = \frac{T_4 - T_{41}}{T_4 - T'_{41}} \rightarrow T'_{41} = T_4 - \frac{T_4 - T_{41}}{\eta_t}$$

$$\boxed{p_{41} = p_4 \left(1 - \frac{1 - T_{41}/T_4}{\eta_{t,1}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \quad (184)$$

$$(185)$$

5.14 TURBINA DI POTENZA (o LIBERA)

● LAVORO IDEALE E REALE

$$L'_{t,2} = \lambda \Delta h_u \quad (186)$$

$$L_{t,2} = \eta_{t,2} L'_{t,2} = \eta_{t,2} \lambda \Delta h_u \quad (187)$$

● SALTO ENTALPICO:

$$c_p (T_{41} - T_5) = \eta_{t,2} \lambda \Delta h_u \quad (188)$$

$$\rightarrow \boxed{T_5 = T_{41} - \frac{\eta_{t,2} \lambda \Delta h_u}{c_p}} \quad (189)$$

$$\boxed{p_5 = p_{41} \left(1 - \frac{1 - T_5/T_{41}}{\eta_{t,2}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \quad (190)$$

● NELLE TURBINE, TRASFORMAZIONE A *SALTO ENTALPICO* ASSEGNATO

5.15 UGELLO

- SALTO ENTALP. IDEALE ASSEGNATO A UGELLO:

$$(1 - \lambda) \Delta h_u = h'_5 - h''_9 \quad (191)$$

- IN REALTÀ > PER DIVERGENZA ISOBARE:

$$h_5 - h'_9 > h'_5 - h''_9 \quad (192)$$

- DEFINIAMO σ , LIEVEMENTE > 1

$$\sigma = \frac{h_5 - h'_9}{h'_5 - h''_9} \quad (193)$$

$$\Delta h'_n = \sigma (1 - \lambda) \Delta h_u \quad (194)$$

- RENDIMENTO DELL'UGELLO:

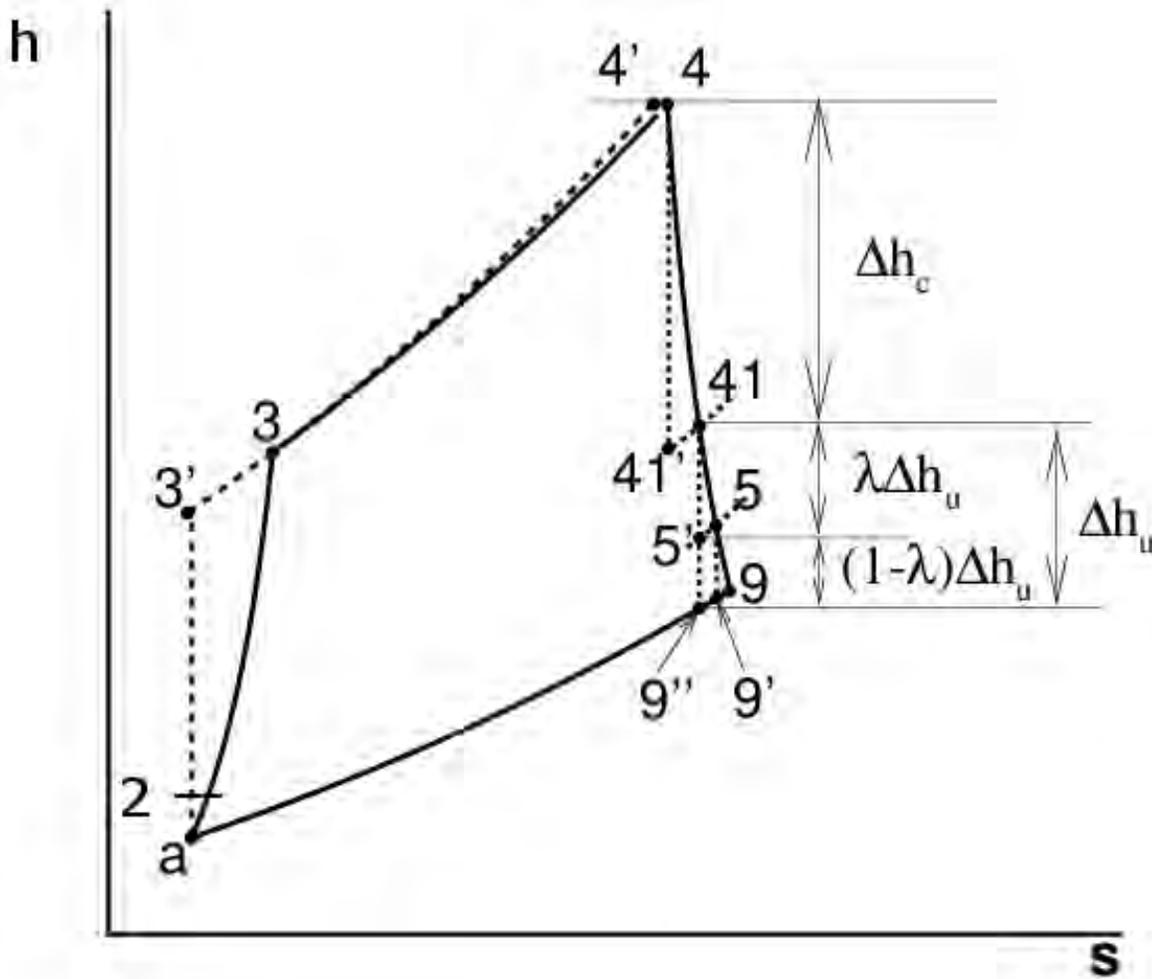
$$\eta_n = \frac{\Delta h_n}{\Delta h'_n} \quad (195)$$

$$\text{ADIABATICA} \rightarrow h_7 = h_9 + \frac{u_9^2}{2} \quad (196)$$

$$\frac{u_9^2}{2} = \Delta h_n = \eta_n \Delta h'_n \quad (197)$$

$$u_e = \sqrt{2 \eta_n \sigma (1 - \lambda) \Delta h_u} \quad (198)$$

5.16 DEFINIZIONE DI σ



$$\sigma = \frac{h_5 - h'_9}{h'_5 - h''_9} \quad (199)$$

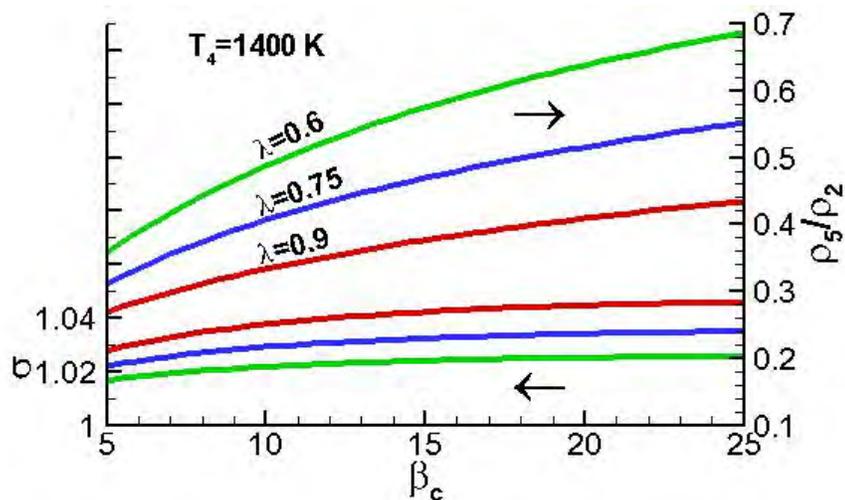
5.17 VALORE DI σ

- IN PRIMA APPROSSIMAZIONE $\sigma \simeq 1$
- PER UNA VALUTAZIONE PIÙ ACCURATA:

$$T'_9 = T_5 \left(\frac{p_9}{p_5} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \quad (200)$$

$$\Delta h'_n = c_p (T_5 - T'_9) \quad (201)$$

$$\sigma = \frac{\Delta h'_n}{(1 - \lambda) \Delta h_u} = \frac{c_p (T_5 - T'_9)}{(1 - \lambda) \Delta h_u} \quad (202)$$



5.18 RIEPILOGO CICLO TURBOELICA
ESPRESSIONI VALIDE PER TUTTI MOTORI
ESPRESSIONI PER SOLO TURBOELICA

PRESA ARIA $T_2 \simeq T_{0a}$; $p_2 \simeq \begin{cases} \varepsilon_d p_{0a} \\ p_a \left(1 + \eta_d \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \end{cases}$

COMPRESSORE $p_3 = \beta_c p_2$; $T_3 = T_2 \left(1 + \frac{\tau_c - 1}{\eta_c} \right)$

COMBUSTORE $p_4 = \varepsilon_b p_3$; $f \simeq \frac{c_p (T_4 - T_3)}{\eta_b Q_f}$

TURBINA DEL COMPR. $T_{41} = T_4 - \frac{T_3 - T_2}{\eta_{mc} \eta_{mt,1}}$; $p_{41} = p_4 \left(1 - \frac{1 - T_{41}/T_4}{\eta_{t,1}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$

TURBINA LIBERA $T_5 = T_{41} - \frac{\eta_{t,2} \lambda \Delta h_u}{c_p}$; $p_5 = p_{41} \left(1 - \frac{1 - T_5/T_{41}}{\eta_{t,2}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$

UGELLO $u_e = \sqrt{2 \eta_n \Delta h'_n} = \sqrt{2 \eta_n \sigma (1 - \lambda) \Delta h_u}$

(203)

5.19 PRESTAZIONI DEL TURBOELICA IN VOLO SPINTA

- SPINTA ELICA + GETTO

$$F = F_{el} + F_j \quad (204)$$

- ASSEGNATO $\eta_{p,el} \rightarrow$

$$F_{el} = \frac{\eta_{p,el} P_{j,el}}{V_0} \quad (205)$$

$$P_{j,el} = P_{ax,el} = \eta_r P_{ax,t} \quad (206)$$

η_r RENDIMENTO RIDUTTORE ($\sim 0.96 - 0.99$)

$$P_{ax,t} \simeq \dot{m}_a \eta_{mt} \eta_t \lambda \Delta h_u \quad (207)$$

- SPINTA ELICA:

$$F_{el} = \frac{\dot{m}_a \eta_{p,el} \eta_r \eta_{mt} \eta_t \lambda \Delta h_u}{V_0} \quad (208)$$

- SPINTA GETTO:

$$F_j \simeq \dot{m}_a (u_e - V_0) \quad (209)$$

$$\frac{F_j}{F} = \frac{F_j}{F_{el} + F_j} \quad (210)$$

- DIPENDE IN PARTICOLARE DA λ

5.20 PRESTAZIONI DEL TURBOELICA IN VOLO POTENZE, RENDIMENTI, CONSUMO

● POTENZA DISPONIBILE, GETTO, PROPULSIVA

$$P_{av} \simeq \dot{m}_f Q_f \quad (211)$$

$$P_j = \dot{m}_a \left(\eta_r \eta_{mt} \eta_t \lambda \Delta h_u + \frac{u_e^2 - V_0^2}{2} \right) \quad (212)$$

$$P_p = F V_0 = F_{el} V_0 + F_j V_0 = P_{p,el} + P_{p,j} \quad (213)$$

$$P_p = \dot{m}_a [\eta_{p,el} \eta_r \eta_{mt} \eta_t \lambda \Delta h_u + (u_e - V_0) V_0] \quad (214)$$

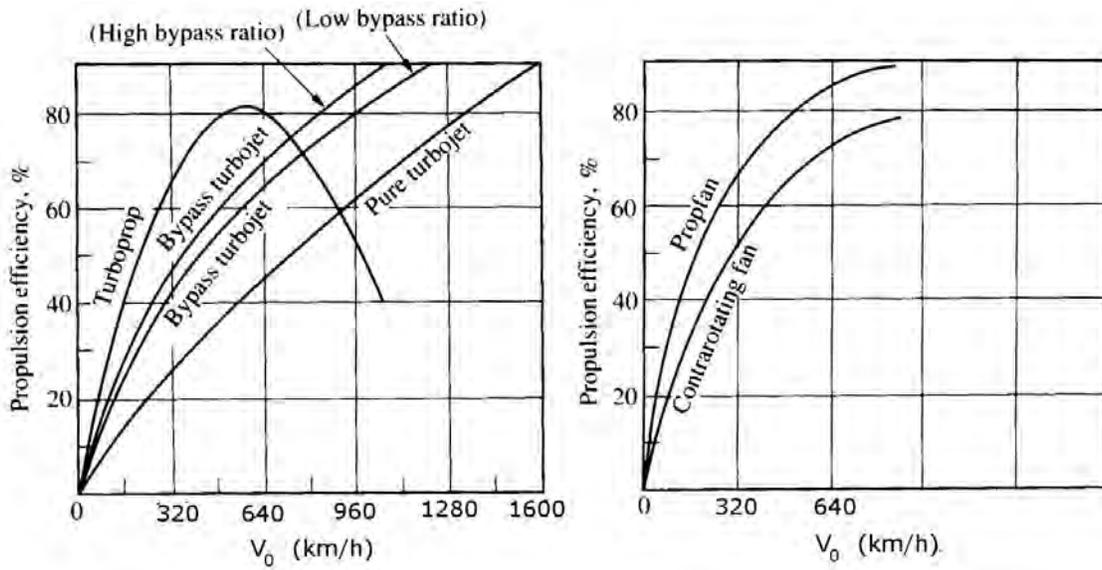
● RENDIMENTO TERMOD., PROPULS., GLOBALE

$$\eta_{th} = \frac{P_j}{P_{av}}; \quad \eta_p = \frac{P_p}{P_j}; \quad \eta_o = \frac{P_p}{P_{av}} = \eta_{th} \cdot \eta_p \quad (215)$$

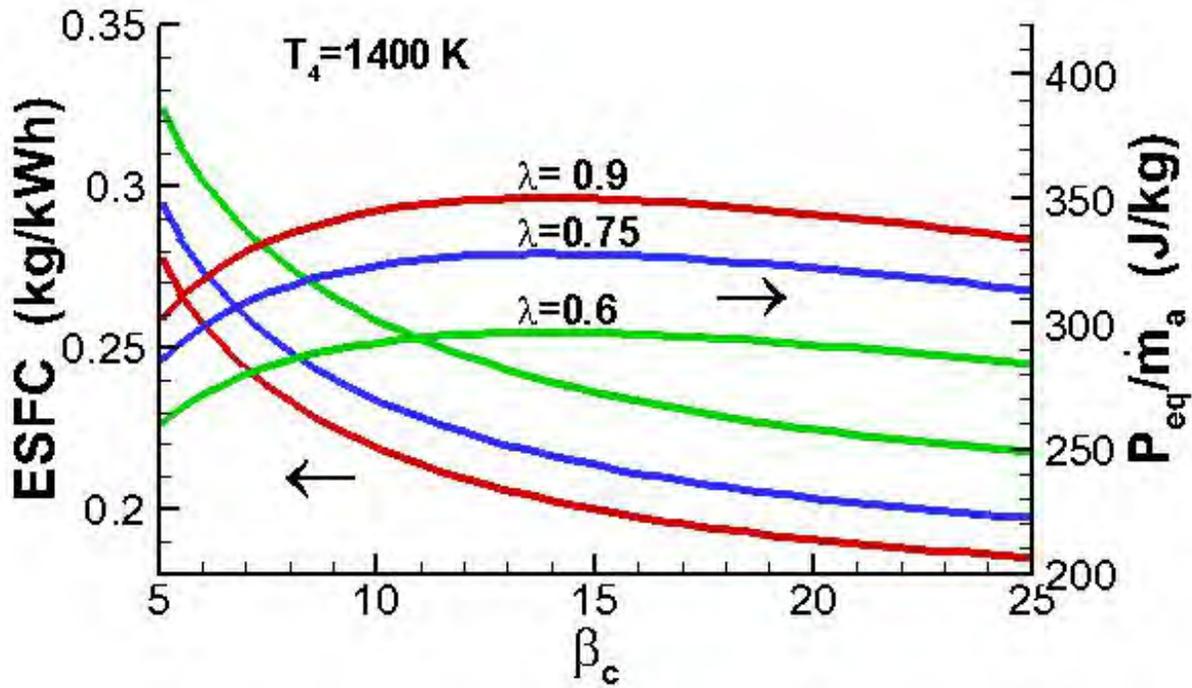
● CONSUMO SPECIFICO EQUIVALENTE:

$$ESFC = \frac{\dot{m}_f}{P_{ax,eq}} = \frac{\dot{m}_f}{P_{ax,el} + P_{p,j}/0.8} \quad (216)$$

5.21 RENDIMENTO PROPULSIVO DEI MOTORI BASATI SUL CICLO BRAYTON

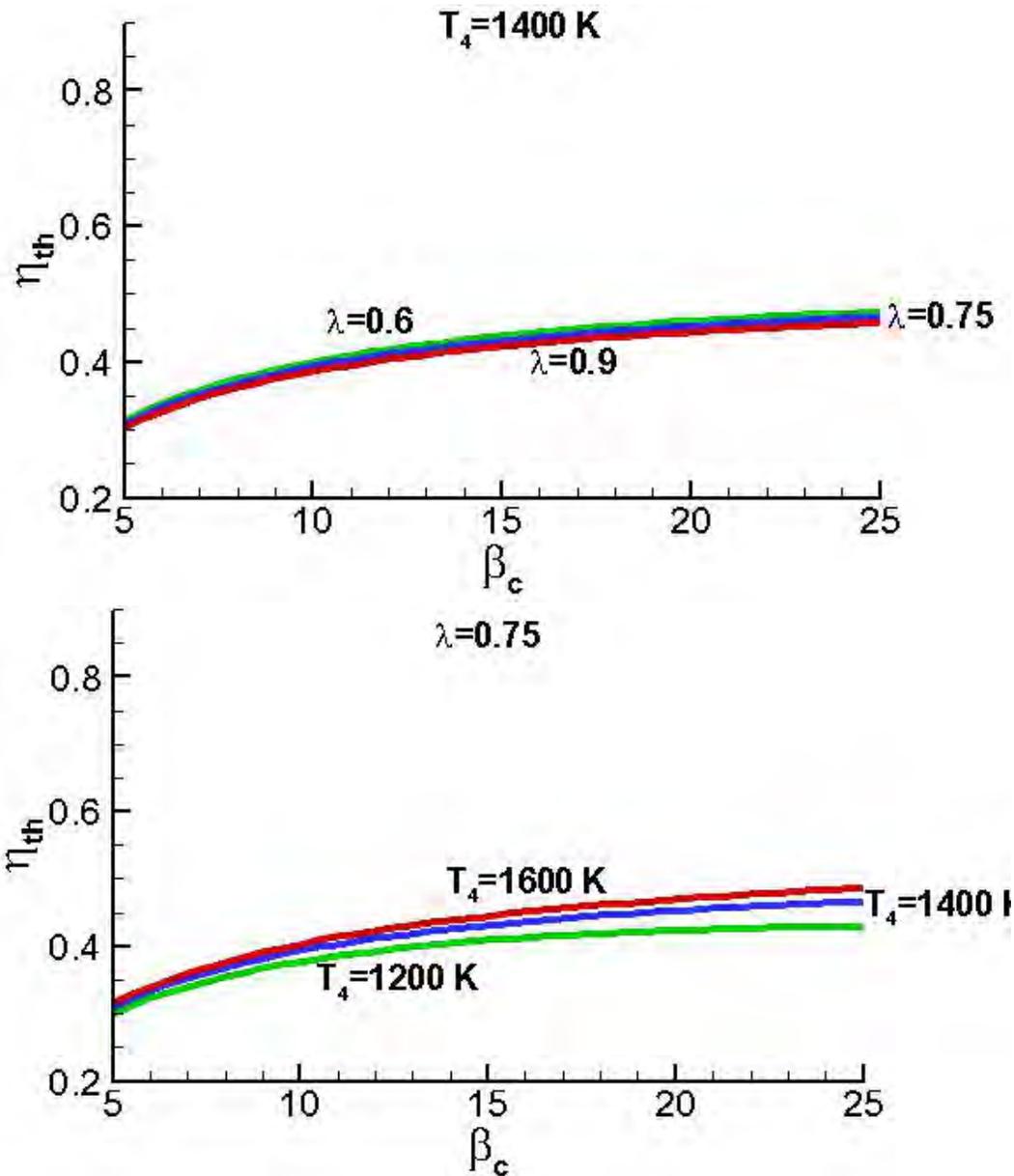


5.22 EFFETTO DEI PARAMETRI DI PROGETTO SU *ESFC* E POTENZA SPECIFICA

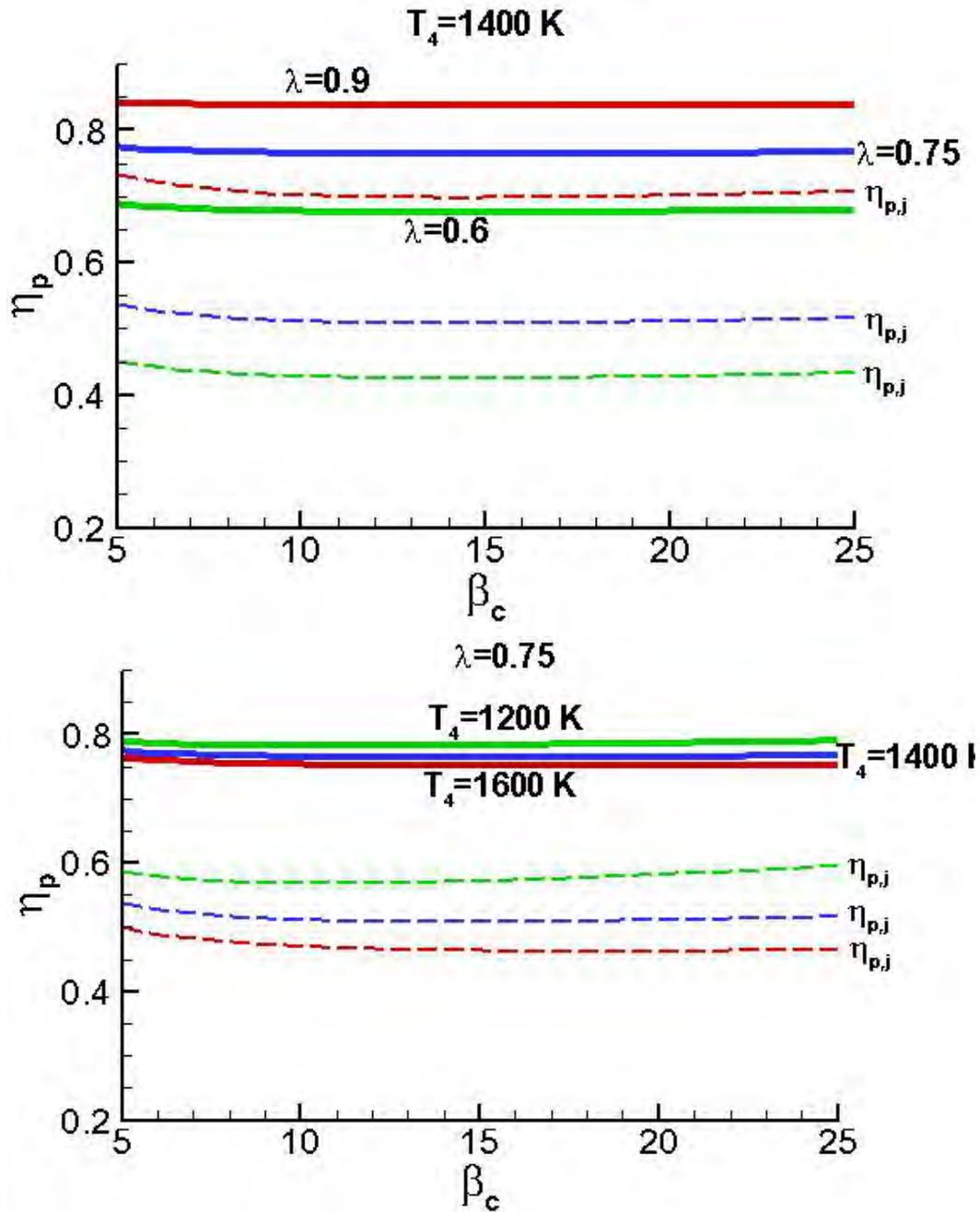


$$ESFC = \frac{\dot{m}_f}{P_{eq}} = \frac{f}{P_{eq}/\dot{m}_a} \quad (217)$$

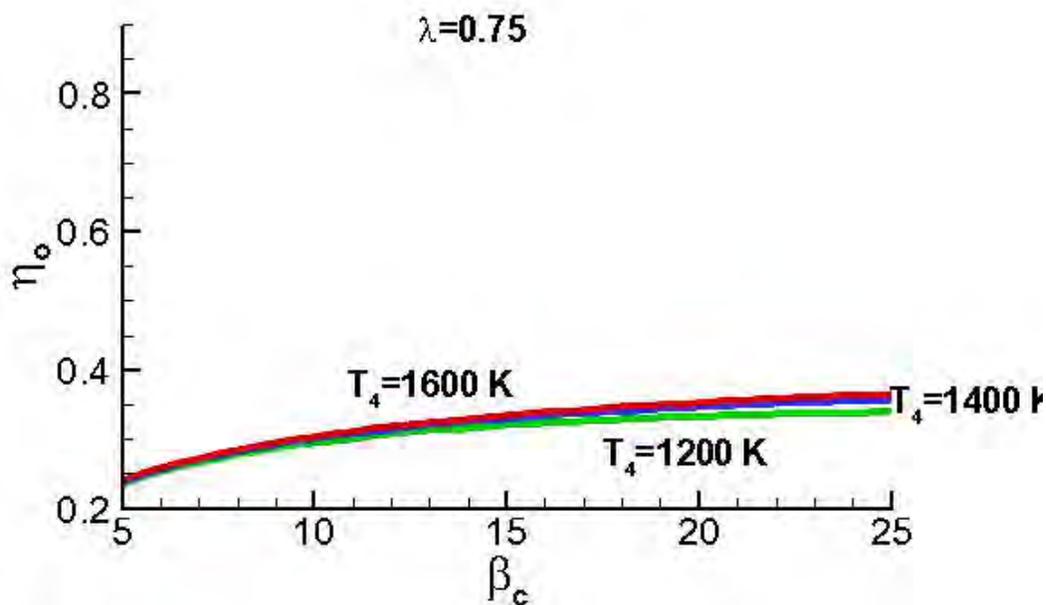
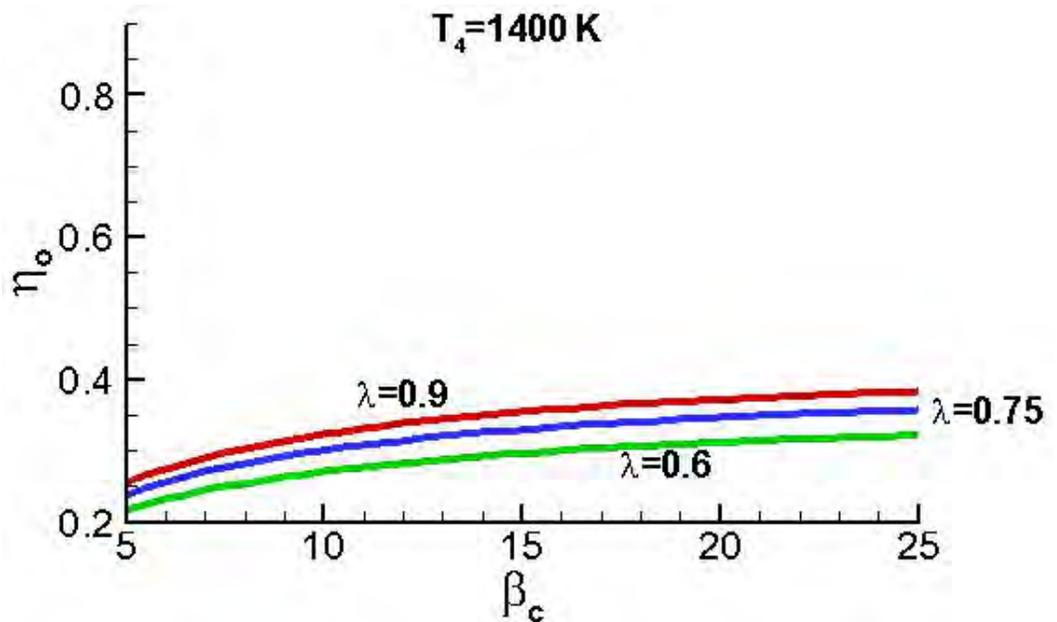
5.23 EFFETTO DEI PARAMETRI DI PROGETTO SUL RENDIMENTO TERMODINAMICO



5.24 EFFETTO DEI PARAMETRI DI PROGETTO SUL RENDIMENTO PROPULSIVO



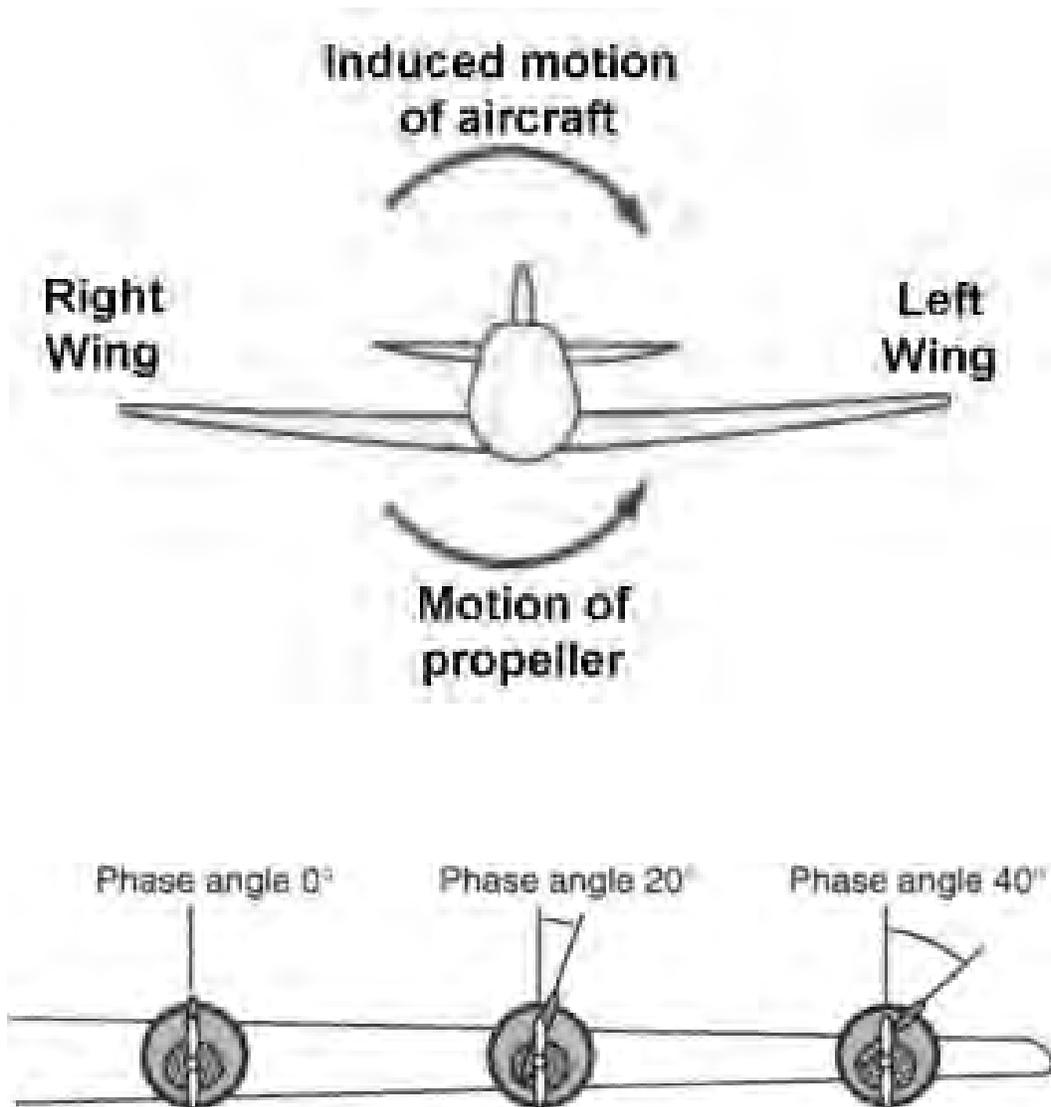
5.25 EFFETTO DEI PARAMETRI DI PROGETTO SUL RENDIMENTO GLOBALE



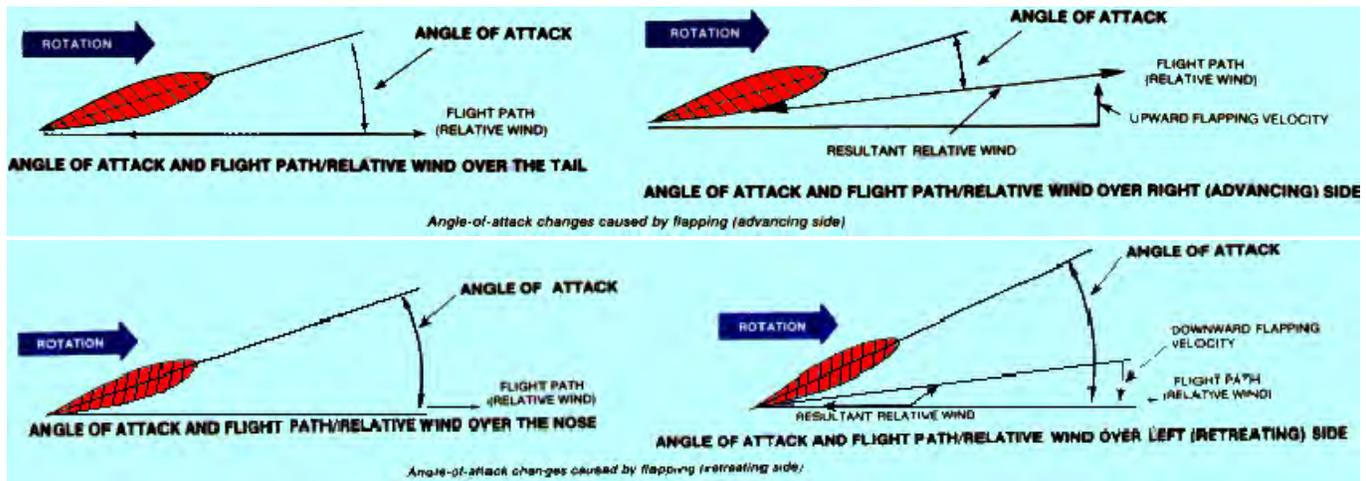
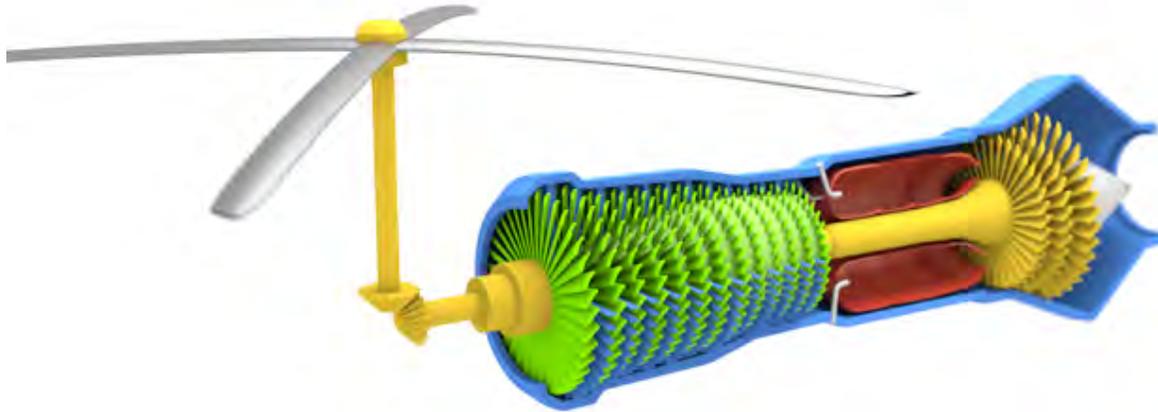
5.26 RIDUTTORI



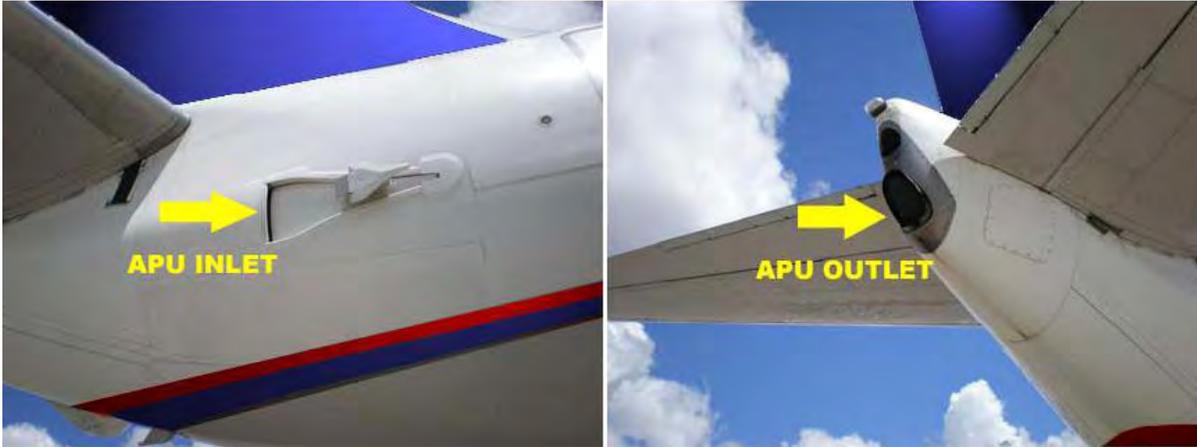
5.27 MOMENTI INDOTTI SINCRONIZZAZIONE



5.28 TURBOSHAFT (TURBOALBERO) BLADE FLAPPING



5.29 AUXILIARY POWER UNIT (APU)



5.30 ESERCIZIO TURBOELICA

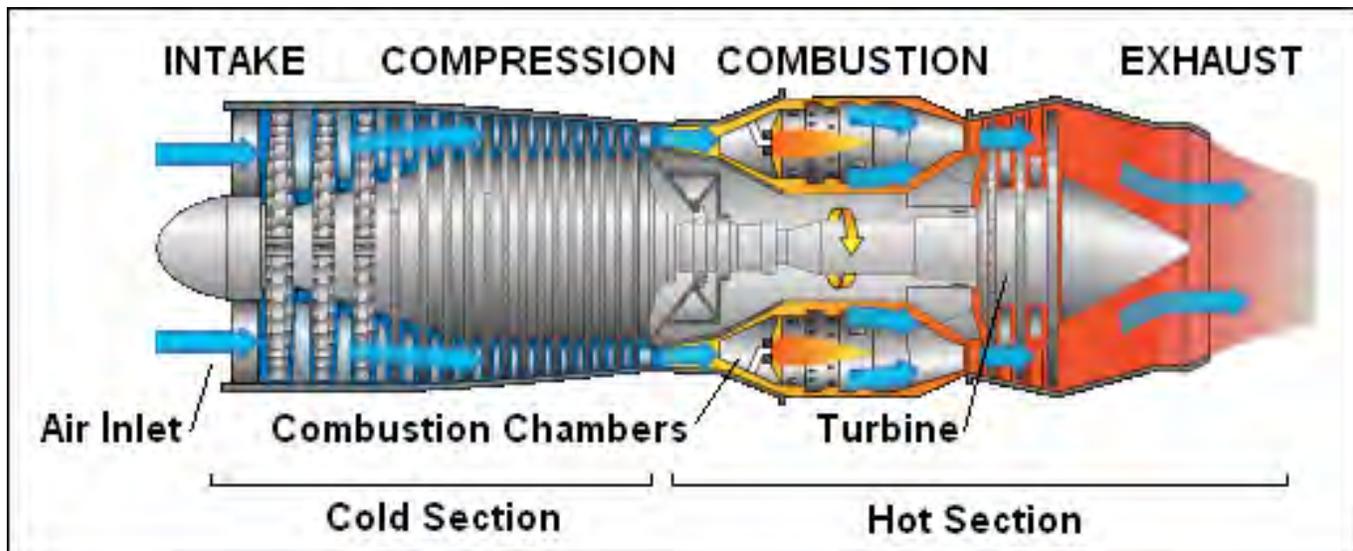
- $M_0 = 0.5$, $T_a = 236$ K, $p_a = 35.65$ kPa, $\beta_c = 10$, $T_4 = 1400$ K, $\eta_d = 0.97$, $\eta_c = 0.89$, $\eta_b = 0.99$, $\epsilon_b = 0.94$, $\eta_t = 0.91$, $\eta_n = 0.97$, $\eta_{mc} = \eta_{mt} = \eta_r = 0.98$, $\eta_{p,el} = 0.80$, $\lambda = 0.7$, $P_{eq} = 4000$ kW, $\gamma = 1.4$, $c_p = 1005$ J/(kg K), $Q_f = 43$ MJ/kg
- PER $f \ll 1$ E UGELLO ADATTATO DETERMINARE, ASSUMENDO $\sigma \simeq 1$ *OPPURE* CALCOLATO DALLA (202): τ , τ_c , V_0 ; T_2 , p_2 , p_3 , T_3 , f , p_4 , T_{41} , p_{41} , Δh_u , T_5 , p_5 , u_e , P_{eq}/\dot{m}_a , \dot{m}_a , \dot{m}_f , P_{av} , P_j , P_p , η_{th} , η_p , η_o , *ESFC*, F_{el} , F_j , F
- IDENTIFICARE I PUNTI a, 2, 3, 4, 41, 5, 9 SUL PIANO $T-s$

6.1 TURBOGETTO SEMPLICE (TJ)

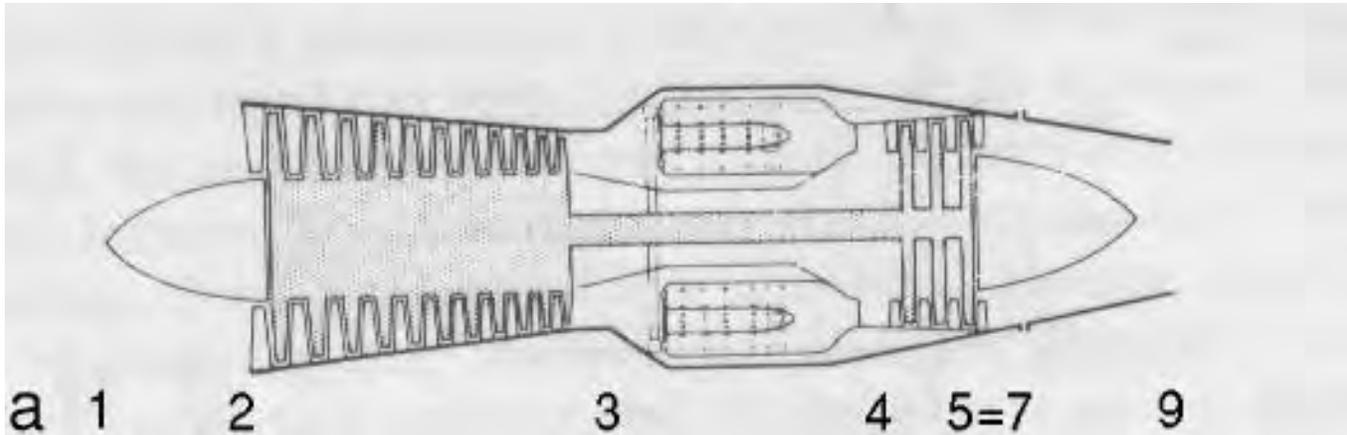
- LAVORO UTILE CONVERTITO IN ENERGIA CINETICA DEL GETTO → SPINTA
- ANALISI IN CONDIZIONI DI PROGETTO:
 - IN VOLO (CROCIERA → OBIETTIVO: MINIMO CONSUMO)
 - A PUNTO FISSO ($V_0 = 0 \sim$ DECOLLO → OBIETTIVO: MASSIMA SPINTA)

Motore	anno di introduzione in servizio	D m	β_o	$F_{statica}$ kN	$TSFC$ kg/(N h)	F/w_{en}
PW JT3C-7	1952	0.99	12.5	53.5	0.093	3.47
PW JT4A	1955	1.09	12.	70.3	0.082	3.15
GE CJ805	1960	0.80	13.	51.8	0.080	3.63
RR Olympus 301	1963	1.13	89.0	4.66

6.2 TURBOGETTO SEMPLICE



6.3 DEFINIZIONE DELLE STAZIONI



a. CONDIZIONI AMBIENTE

1. INGRESSO PRESA D'ARIA

2. USCITA PRESA ARIA \equiv INGRESSO COMPRES.

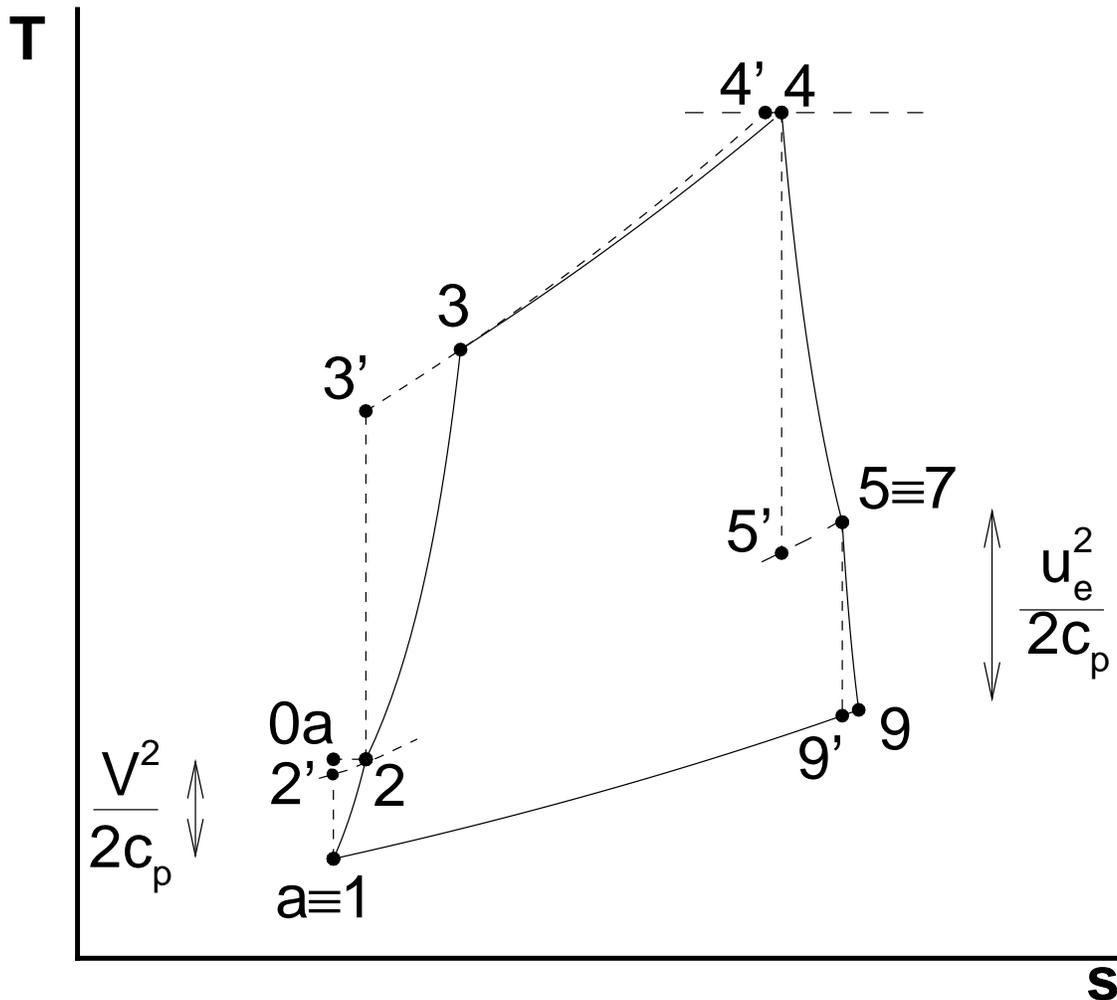
3. USCITA COMPRES. \equiv INGRESSO COMBUSTORE

4. USCITA COMBUSTORE \equiv INGRESSO TURBINA

5. USCITA TURBINA \equiv INGRESSO UGELLO \equiv 7

9. USCITA UGELLO

6.4 CICLO TURBOGETTO IN VOLO



- a–2 compressione adiabatica nella presa d'aria;
- 2–3 compressione adiabatica nel compressore;
- 3–4 riscaldamento nella camera di combustione;
- 4–5 espansione adiabatica in turbina;
- 5–9 espansione adiabatica nell'ugello;
- 9–a raffreddamento isobaro

6.5 PRESA D'ARIA

$$T_2 \simeq T_a \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right) \quad (218)$$

$$p_2 \simeq \begin{cases} \varepsilon_d p_{0a} \\ p_a \left(1 + \eta_d \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \end{cases} \quad (219)$$

$$\beta_d = \frac{p_2}{p_a} \quad \text{RAPPORTO COMPRESSIONE PRESA ARIA} \quad (220)$$

- β_d CRESCE SENSIBILMENTE CON M_0

6.6 COMPRESSORE

$$\beta_c = \frac{p_3}{p_2} \quad (221)$$

$$\tau_c = \beta_c^{(\gamma-1)/\gamma} \quad (222)$$

$$p_3 = \beta_c p_2 \quad (223)$$

$$T_3 = T_2 \left(1 + \frac{\tau_c - 1}{\eta_c} \right) \quad (224)$$

● RAPP. DI COMPRES. *Globale* DEL CICLO

$$\beta_o = \beta_d \beta_c \quad (225)$$

6.7 COMBUSTORE

$$f \simeq \frac{c_p (T_4 - T_3)}{\eta_b Q_f} \quad (226)$$

$$p_4 = \varepsilon_b p_3 \quad (227)$$

6.8 TURBINA

$$T_5 \simeq T_4 - \frac{T_3 - T_2}{\eta_{mc}\eta_{mt}} \quad (228)$$

$$p_5 = p_4 \left(1 - \frac{1 - T_5/T_4}{\eta_t} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (229)$$

6.9 UGELLO

$$\Delta h'_n = \Delta h_u = h_5 - h'_9 = c_p T_5 \left[1 - \left(\frac{p_9}{p_5} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right] \quad (230)$$

$$\Delta h_n = \eta_n \Delta h'_n \quad (231)$$

$$\Delta h_n = \eta_n c_p T_5 \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_5} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right] \quad (232)$$

$$u_e = \sqrt{2 \Delta h_n} \quad (233)$$

6.10 RIEPILOGO CICLO TURBOGETTO SEMPLICE

PRESA ARIA $T_2 \simeq T_{0a}$; $p_2 \simeq \begin{cases} \varepsilon_d p_{0a} \\ p_a \left(1 + \eta_d \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \end{cases}$

COMPRESSORE $p_3 = \beta_c p_2$; $T_3 = T_2 \left(1 + \frac{\tau_c - 1}{\eta_c} \right)$

COMBUSTORE $p_4 = \varepsilon_b p_3$; $f \simeq \frac{c_p (T_4 - T_3)}{\eta_b Q_f}$

TURBINA $T_5 \simeq T_4 - \frac{T_3 - T_2}{\eta_{mc} \eta_{mt}}$; $p_5 = p_4 \left(1 - \frac{1 - T_5/T_4}{\eta_t} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$

UGELLO $u_e = \sqrt{2 \Delta h_n} = \sqrt{2 \eta_n \Delta h'_n} =$

$$\sqrt{2 \eta_n c_p T_5 \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_5} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right]}$$

(234)

6.11 PRESTAZIONI IN VOLO

$$F \simeq \dot{m}_a (u_e - V_0) \quad (235)$$

● SPINTA SPECIFICA

$$I_a = \frac{F}{\dot{m}_a} \simeq u_e - V_0 \quad (236)$$

● POTENZA DISPONIBILE, GETTO, PROPULSIVA

$$P_{av} \simeq \dot{m}_f Q_f \quad (237)$$

$$P_j \simeq \dot{m}_a \frac{u_e^2 - V_0^2}{2} \quad (238)$$

$$P_p = F V_0 \quad (239)$$

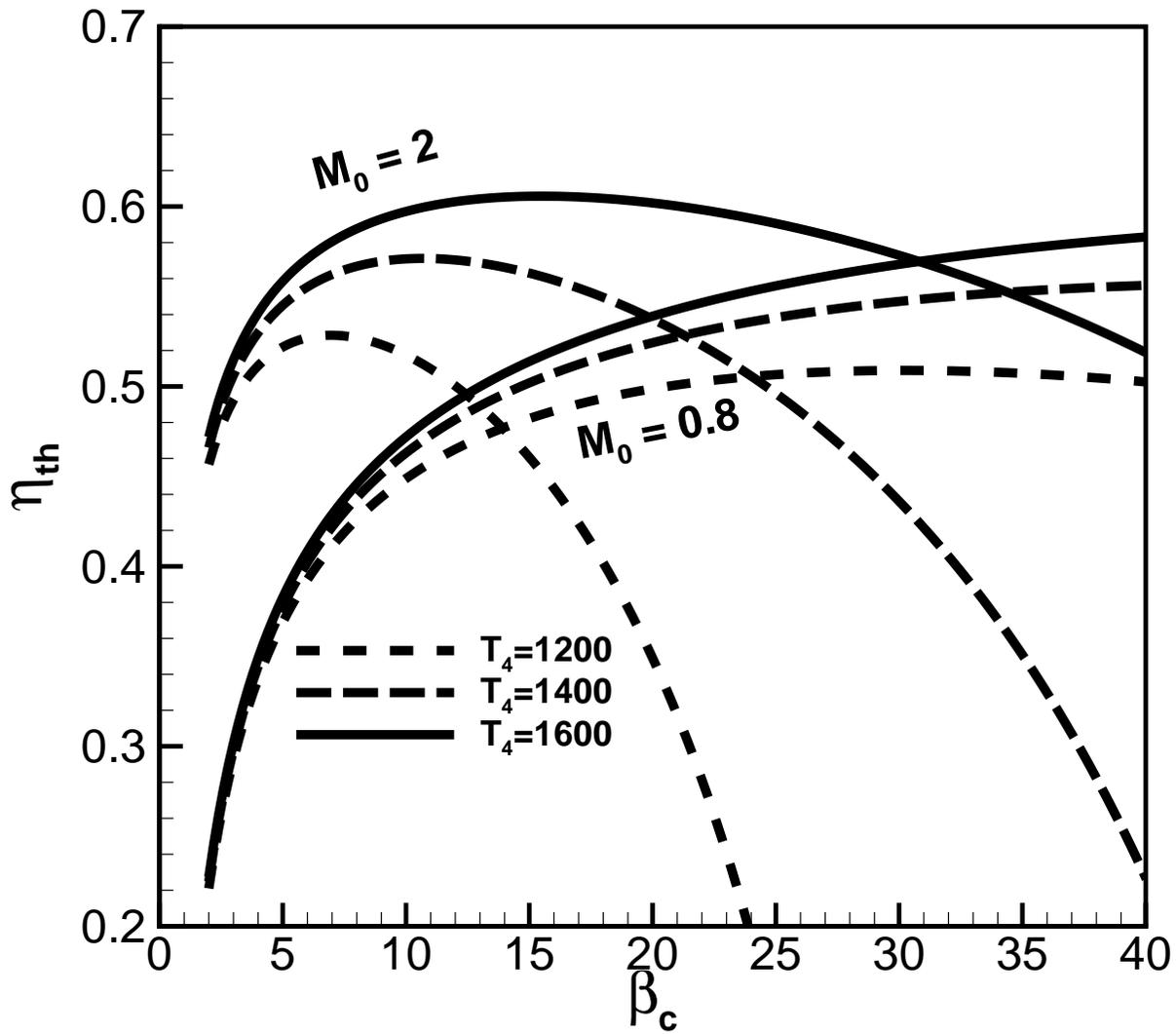
● RENDIMENTO TERMOD., PROPULS., GLOBALE

$$\eta_{th} = \frac{P_j}{P_{av}}; \quad \eta_p = \frac{P_p}{P_j}; \quad \eta_o = \frac{P_p}{P_{av}} = \eta_{th} \cdot \eta_p$$

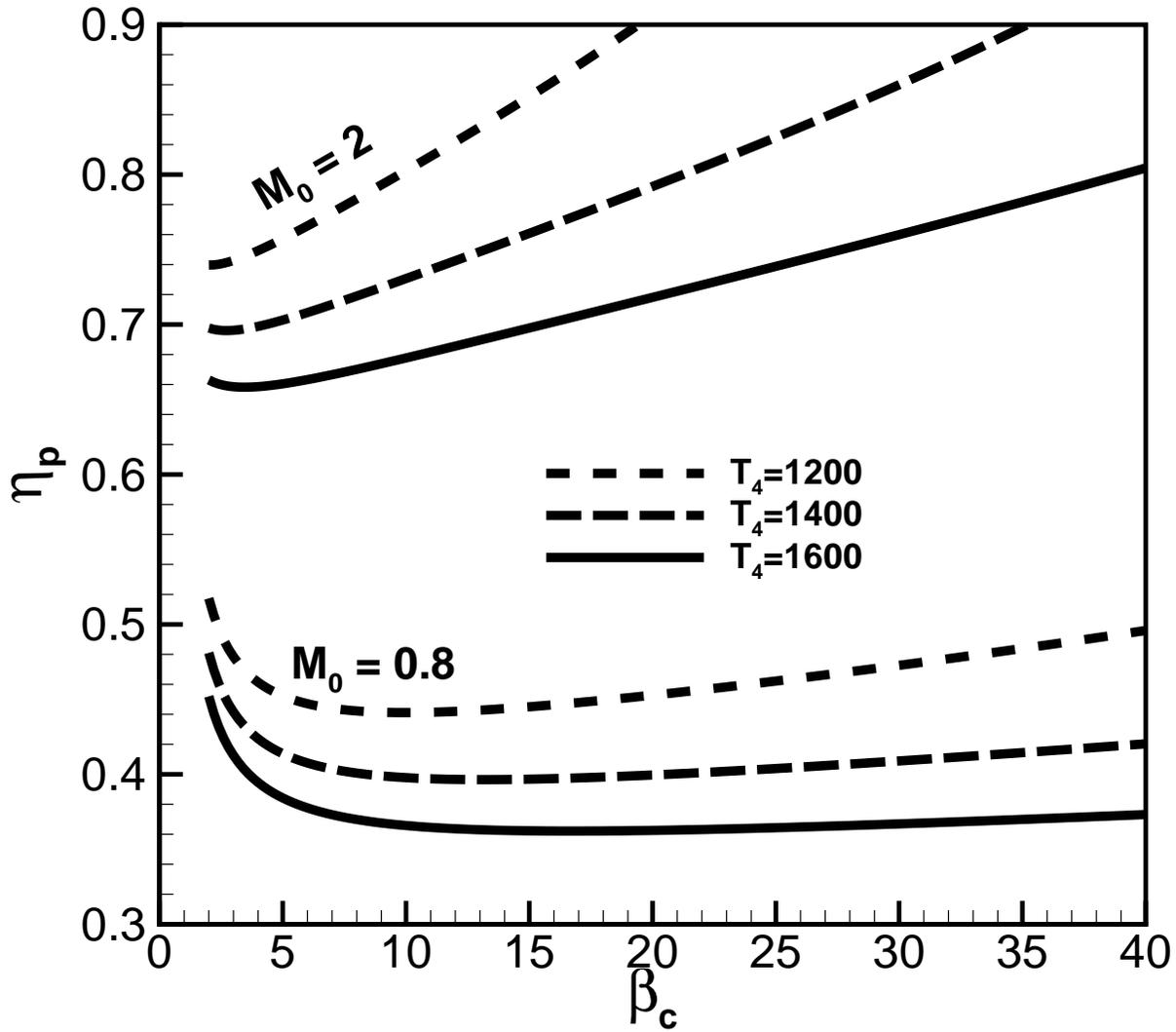
● CONSUMO SPECIFICO DI SPINTA (240)

$$TSFC = \begin{cases} \frac{\dot{m}_f}{F} & \text{in kg/(N s)} \\ \frac{\dot{m}_f}{F} \cdot 3600 & \text{in kg/(N h)} \end{cases} \quad (241)$$

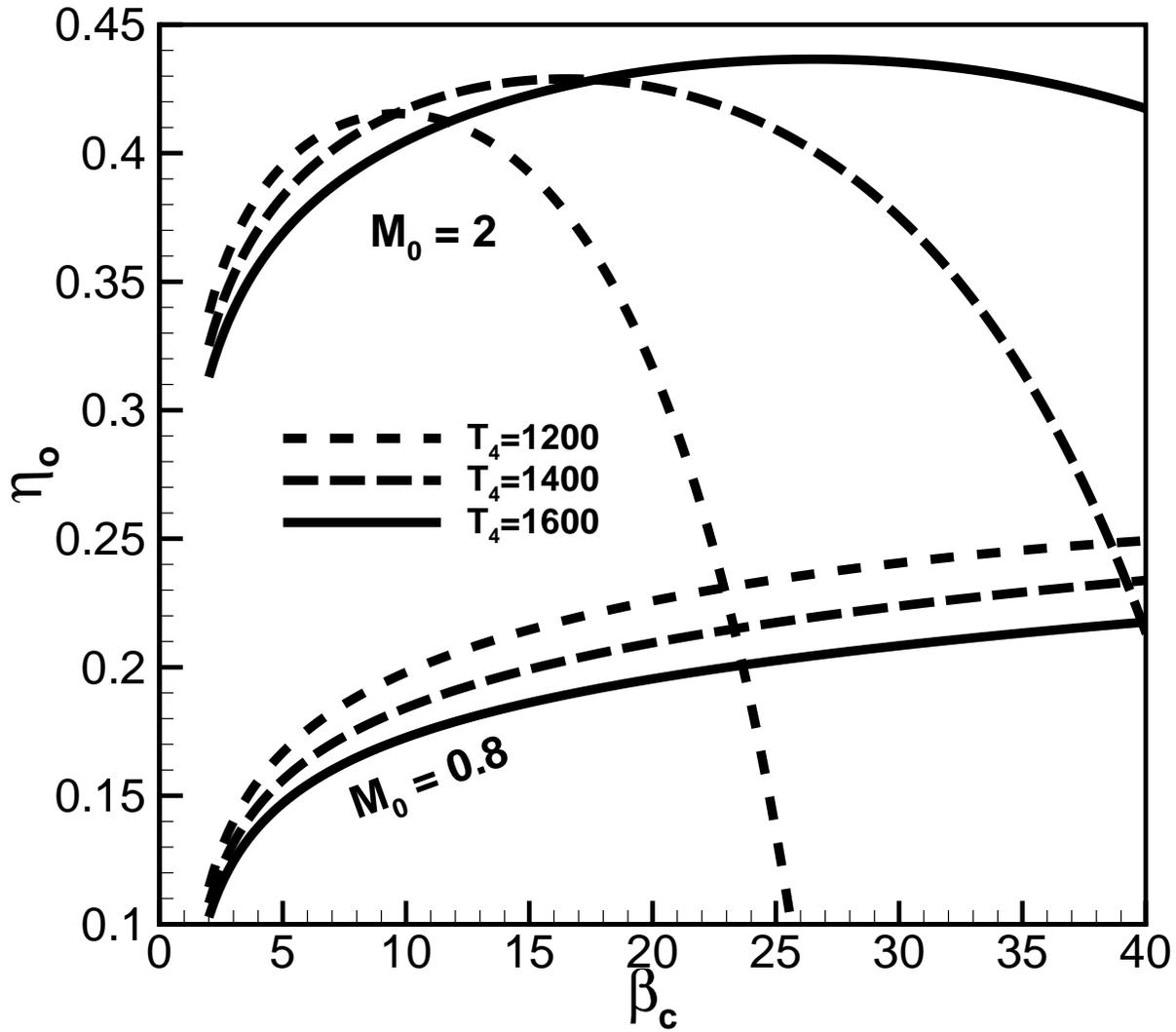
6.12 RENDIMENTO TERMODINAMICO



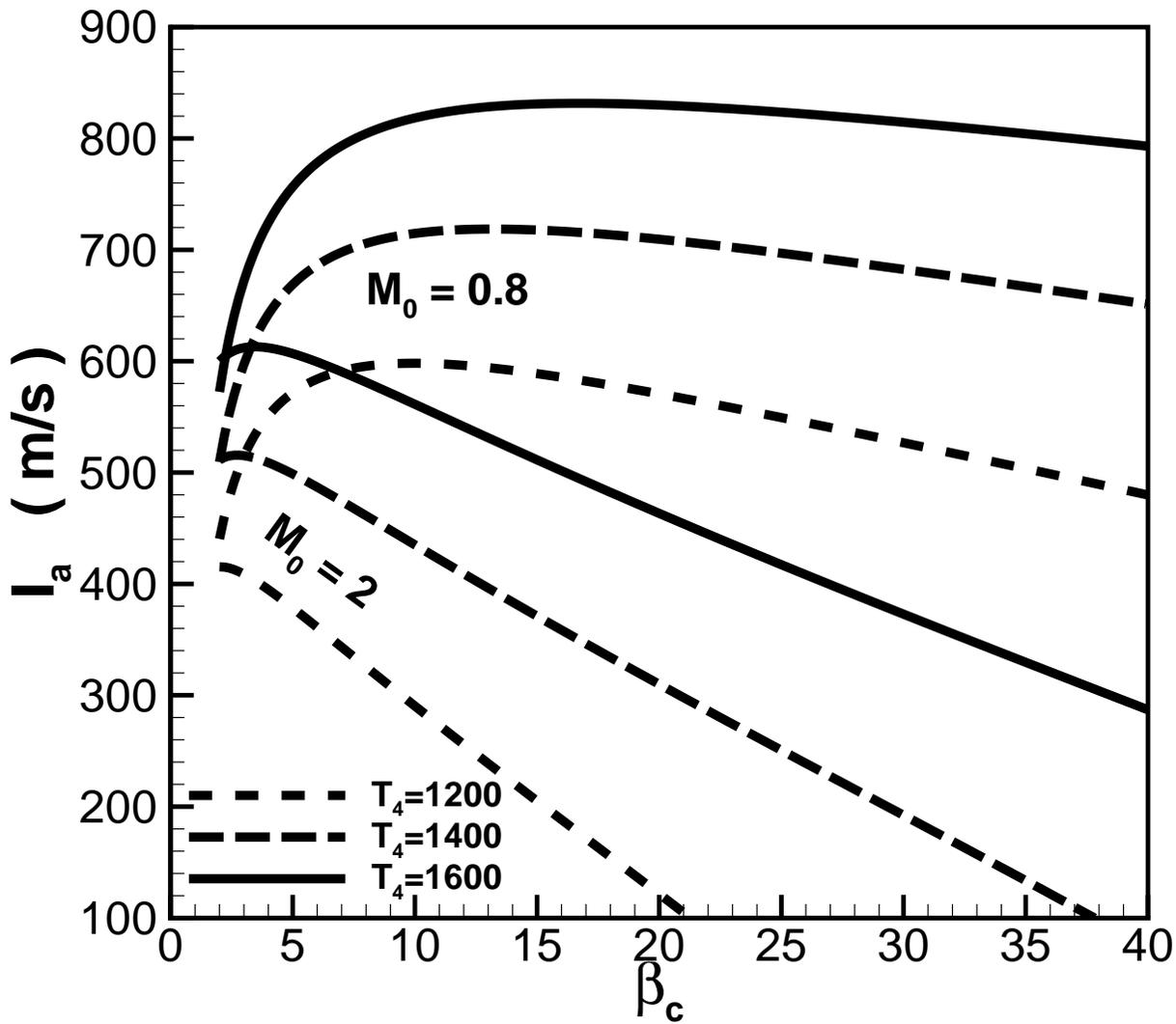
6.13 RENDIMENTO PROPULSIVO



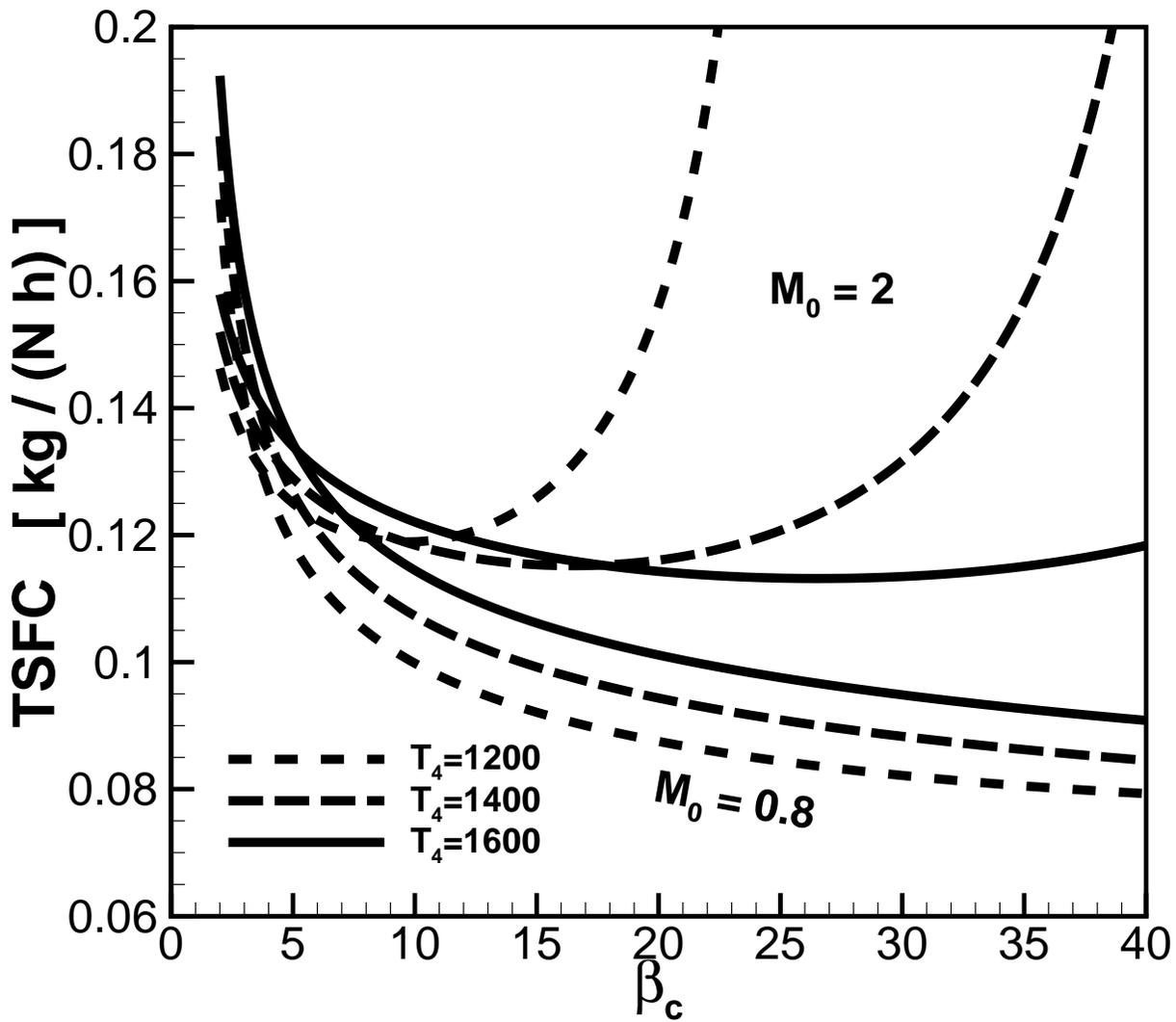
6.14 RENDIMENTO GLOBALE



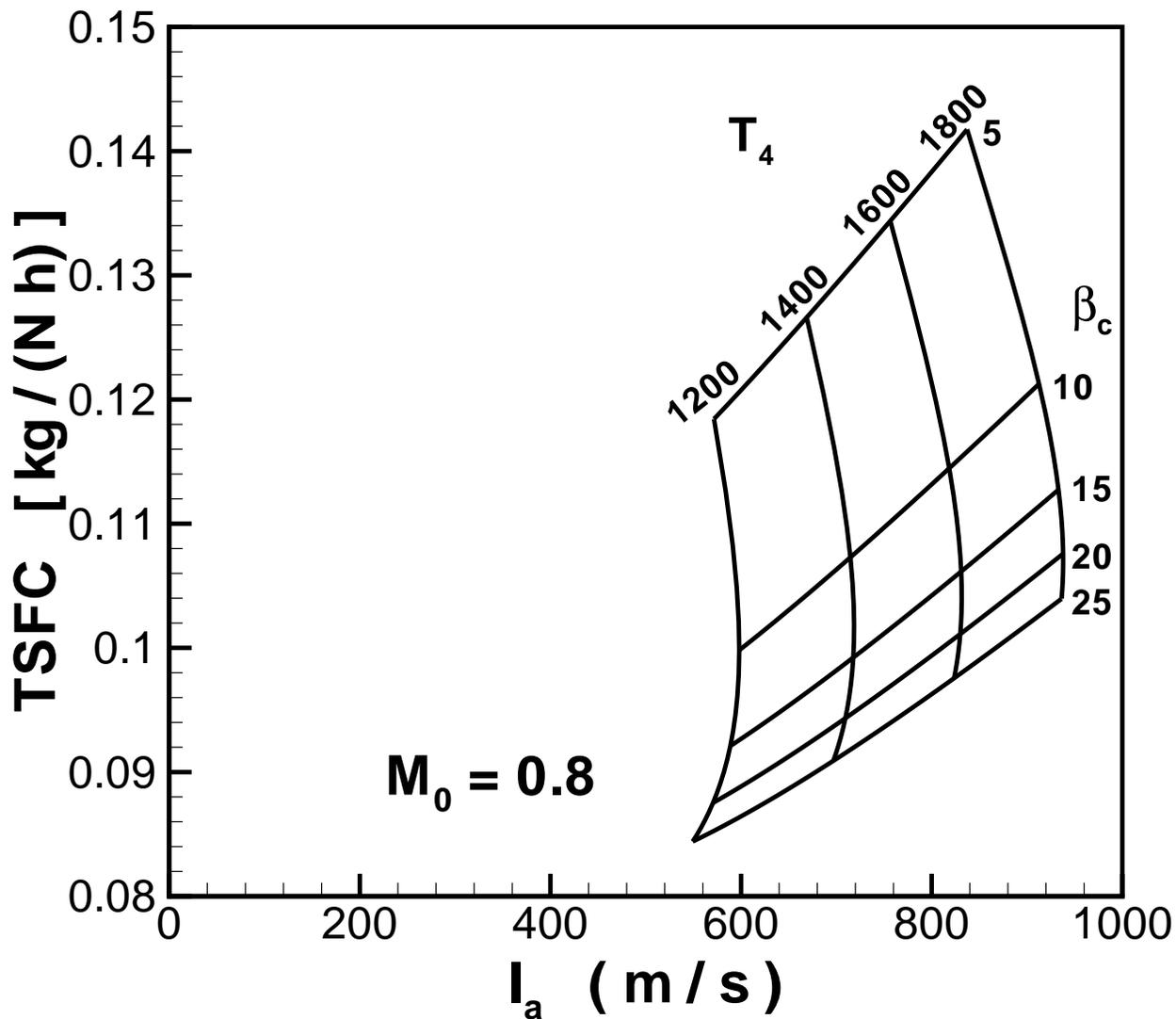
**6.15 ANALISI IN VOLO:
 I_a IN FUNZIONE DI β_c (PARAMETRI T_4/T_a , M)**



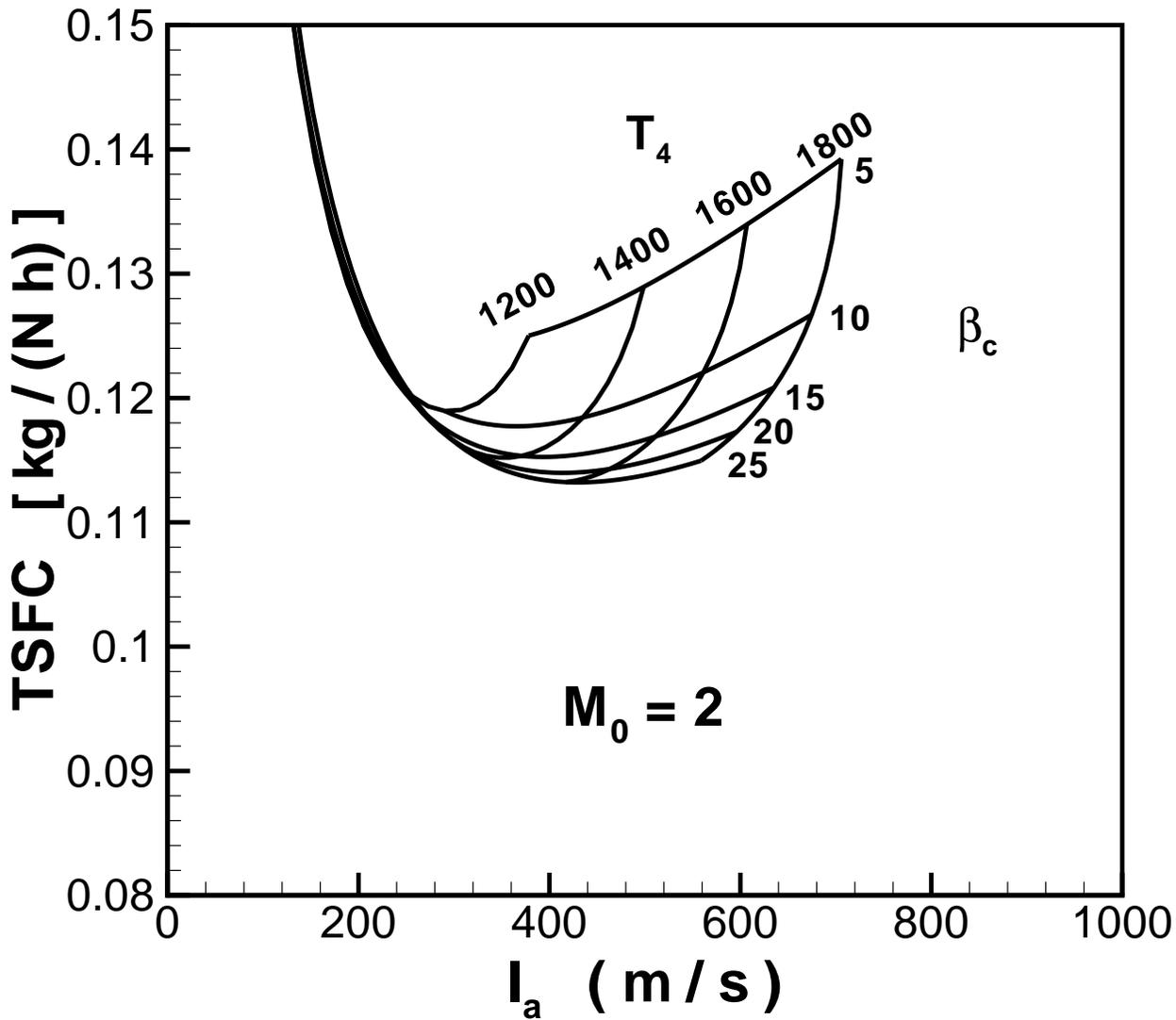
**6.16 ANALISI IN VOLO:
 TSFC IN FUNZIONE DI β_c (PARAMETRI T_4/T_a , M)**



6.17 ANALISI IN VOLO: OTTIMIZZAZIONE $TSFC$ vs. I_a (PARAMETRI β_c , T_4/T_a)



**6.18 ANALISI IN VOLO: OTTIMIZZAZIONE
TSFC vs. I_a (PARAMETRI β_c , T_4/T_a)**



6.19 VALORI TIPICI DI RENDIMENTI E PROPRIETÀ

Componente	Rendimento Adiabatico	Rendimento Meccanico	Rendimento Combustione	Rendimento Pneumatico	γ	c_p J/(kg K)	Q_f MJ/kg
Presa d'aria	$\eta_d = 0.97$	–	–	–	1.40	1005	–
Compressore	$\eta_c = 0.88$	$\eta_{mc} = 0.98$	–	–	1.40	1005	–
Combustore	–	–	$\eta_b = 0.99$	$\epsilon_b = 0.94$	1.34	1130	43
Turbina	$\eta_t = 0.90$	$\eta_{mt} = 0.98$	–	–	1.34	1130	–
Ugello	$\eta_n = 0.98$	–	–	–	1.34	1130	–

- ASSUMEREMO COMUNQUE γ e c_p COSTANTI
[$\gamma = 1.4$, $c_p = 1005$ J/(kg K)]

6.20 ESERCIZIO TURBOGETTO: IN VOLO

- $M_0 = 0.8$, $T_a = 217$ K, $p_a = 22.7$ kPa, $\beta_c = 25$,
 $T_4 = 1500$ K, $\epsilon_d = 0.95$, $\eta_c = 0.90$, $\eta_b = 0.99$, ϵ_b
 $= 0.94$, $\eta_t = 0.92$, $\eta_n = 0.98$, $\eta_{mc} = \eta_{mt} = 0.98$,
 $\gamma = 1.4$, $c_p = 1005$ J/(kg K), $Q_f = 43$ MJ/kg
 - DETERMINARE τ , τ_c , V_0 , T_2 , p_2 , p_3 , T_3 , f , p_4 ,
 T_5 , p_5 , u_e , η_{th} , η_p , η_o , I_a , $TSFC$ PER UGELLO
ADATTATO
 - IDENTIFICARE I PUNTI 1, 2, 3, 4, 5, 9 SUL
PIANO $T-s$
-

PUNTO FISSO: $\left(\frac{A_e}{A_t}\right)_{\text{adattato}} = 1,33$

VOLO A $M_0 = 0,8$: $\left(\frac{A_e}{A_t}\right)_{\text{adattato}} = 1,88$

6.21 UGELLI PURAMENTE CONVERGENTI vs. UGELLI CONVERGENTI-DIVERGENTI

● AREA USCITA UGELLO ADATTATO (SEZ. $e \equiv 9$):

$$\Delta h_n = \eta_n \Delta h'_n = c_p (T_5 - T_9) \quad (242)$$

$$T_9 = T_5 \left\{ 1 - \eta_n \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_5} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right] \right\} \quad (243)$$

$$\rho_9 = \frac{p_a}{RT_9} \rightarrow A_e = A_9 = \frac{\dot{m}_a}{\rho_9 u_e} \quad (244)$$

● AREA USC. UGELLO CONVERG. (SEZ. $t \equiv 8$):

$$T_8 = T_5 \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right) \quad (245)$$

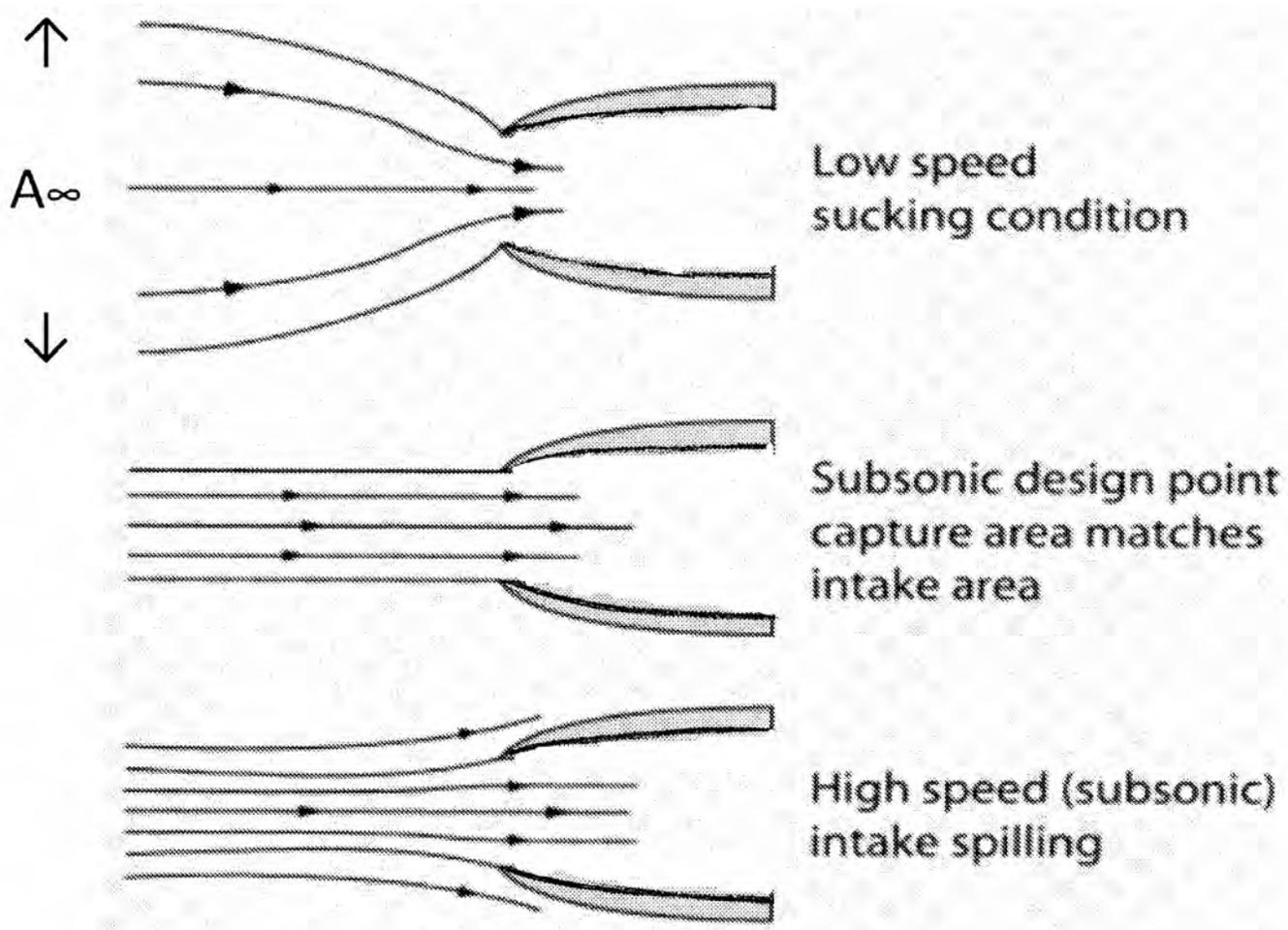
$$p_8 \simeq p_5 \left(1 - \frac{1 - T_8/T_5}{\eta_n} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (246)$$

$$\rho_8 = \frac{p_8}{RT_8} \rightarrow A_t = A_8 = \frac{\dot{m}_a}{\rho_8 u_8} \quad (247)$$

$$u_8 = \sqrt{\gamma RT_8} \quad (248)$$

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{\rho_8 u_8}{\rho_9 u_9} \quad (249)$$

6.22 COMPORTAMENTO DELLA PRESA D'ARIA (SUBSONICA) AL VARIARE DI M_0



$$\dot{m}_a = \rho_a A_\infty V_0 \quad (250)$$

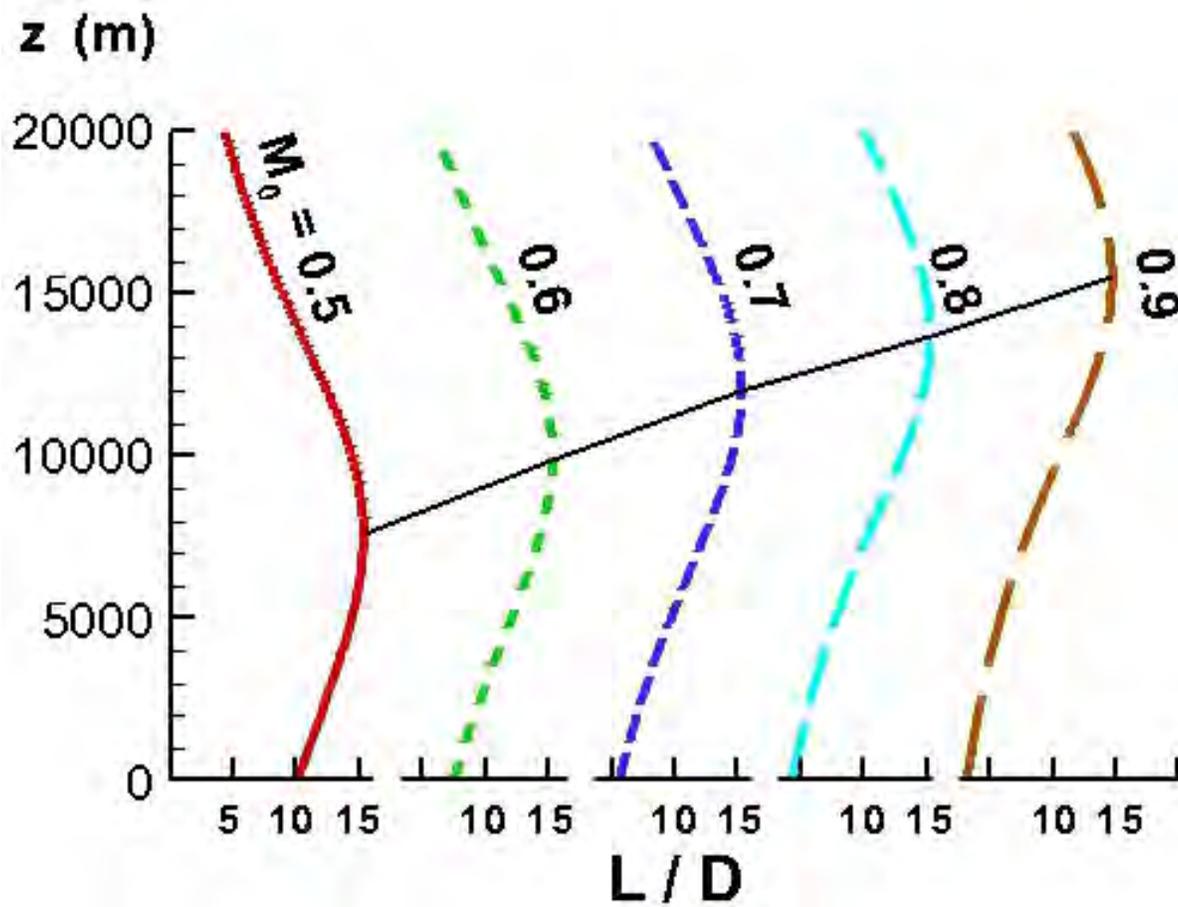
6.23 PENALIZZAZIONI A PUNTO FISSO

- CADUTA DEL 13% PRESSIONE, DELLO 0.5% I_a , AUMENTO DEL 5% $TSFC$
- RIDUZIONE RAPPORTO DI ESPANSIONE PER UGELLO ADATTATO:

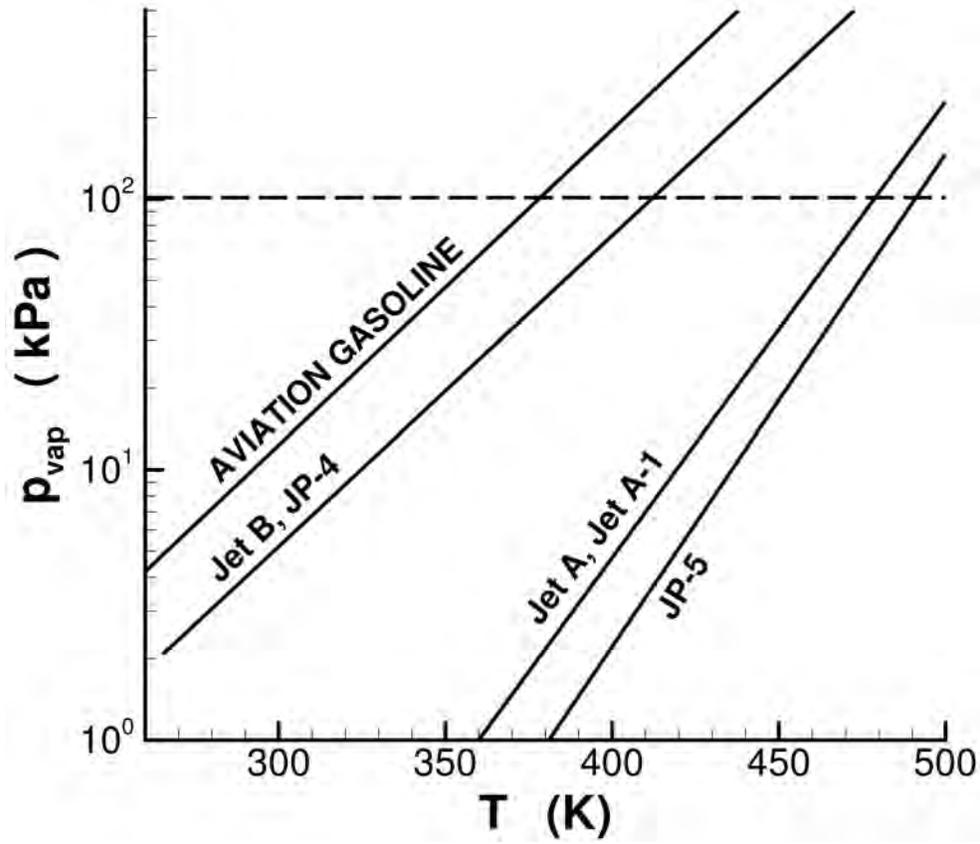
PUNTO FISSO: $\left(\frac{A_e}{A_t}\right)_{\text{adattato}} = 1,29$

- RAPPORTO $\frac{F_{\text{adattato}}}{F_{\text{convergente}}} = 1.017$
- CONSIDERARE ANCHE AUMENTO PESO E RESISTENZA AERODINAMICA CAUSATI DAL DIVERGENTE
- AUMENTO TEMPERATURA AMBIENTE DA 15°C a 40°C RIDUCE SPINTA DELL'8%

6.24 QUOTA DI VOLO OTTIMALE vs. M_0



6.25 PRESSIONE DI VAPORE DEL COMBUSTIBILE



7.1 TURBOFAN (TF)

- TURBOGETTO SEMPLICE: BASSO η_p
 - NON MIGLIORABILE SE NON A SCAPITO DI η_{th}
 - TURBOFAN SCINDE ORGANO DI PRODUZIONE POTENZA DA ORGANO PROPULSIVO
 - POTENZA ESTRATTA DAL FLUSSO CALDO DA UNA SECONDA TURBINA
- AZIONA UN FAN (OPERANTE SU $\dot{m}_{a,1} + \dot{m}_{a,2}$)
- PORTATA SECONDARIA ESPANSA IN UN UGELLO (SEPARATO O COMUNE)
 - TUTTAVIA:
 - PESO MAGGIORE (PER MAGGIORE \dot{m}_a)
 - RENDIMENTO TERMODINAMICO PIÙ BASSO

Motore	anno di introduz. in servizio	BPR	D m	β_o	$F_{statica}$ kN	$TSFC$ kg/(N h)	F/w_{eng}
CFM 56-7B27	1997	5.1	1.55	32.7	121	0.0556	5.2
EA GP 7270	2007	8.8	3.16	43.9	363		5.5
RR Trent 900	2007	8.6	2.95	38	340		5.6
RR Trent XWB	2015	9.6	3.00*	50	432		5.8
GE 90	2003	9.0	3.77	42	513		6.0

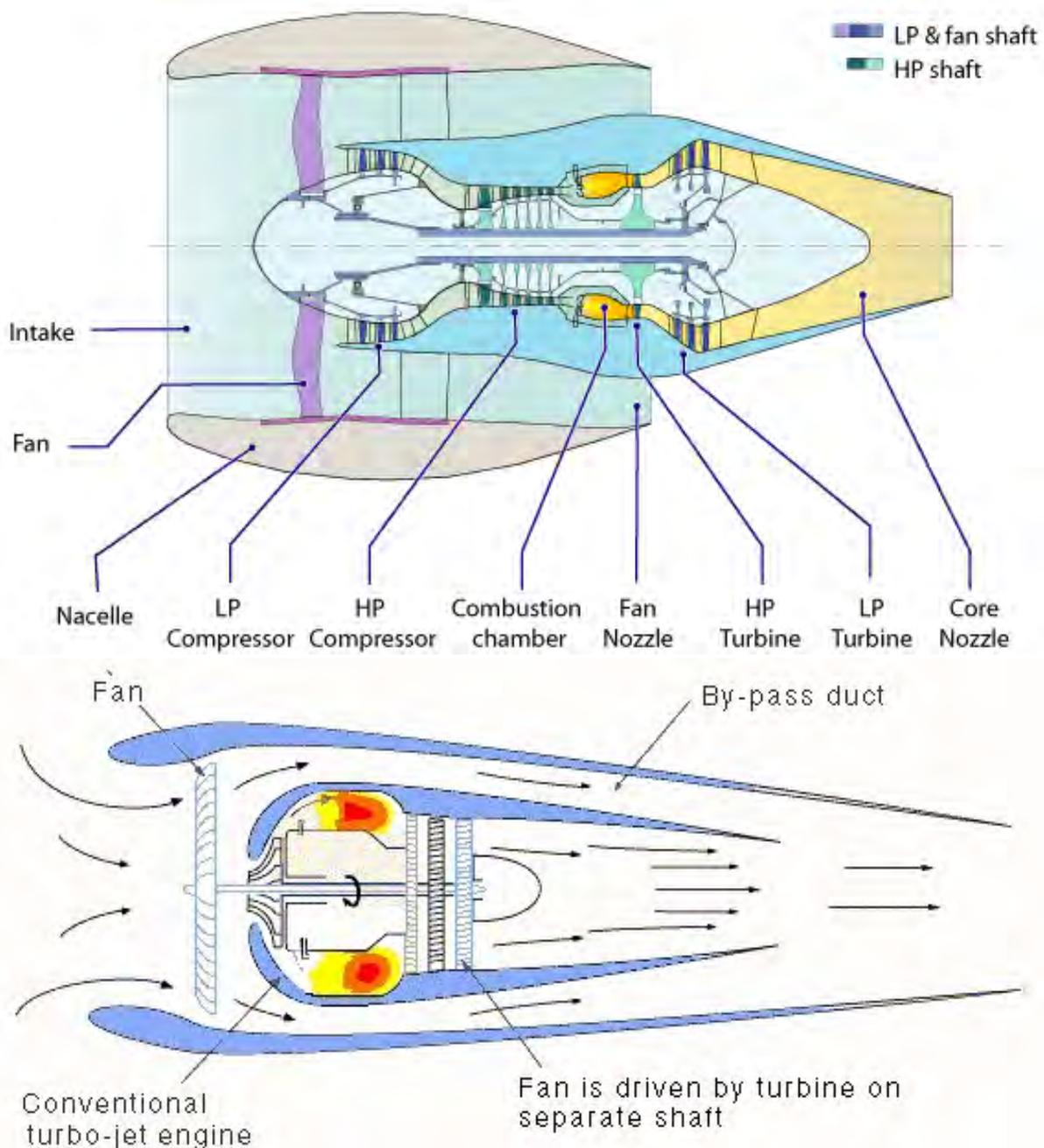
7.2 RAPPORTO DI BYPASS RAPPORTO DI COMPRESSIONE GLOBALE

$$\boxed{BPR = \frac{\dot{m}_{a2}}{\dot{m}_{a1}}} \quad (251)$$

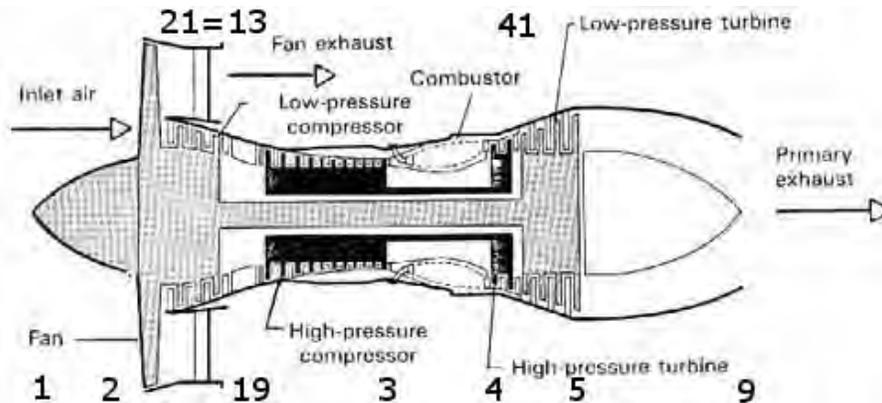
$$\boxed{\beta_o = \beta_d \beta_f \beta_c} \quad (252)$$

- \dot{m}_{a1} PORTATA PRIMARIA
- \dot{m}_{a2} PORTATA SECONDARIA
- β_f RAPPORTO DI COMPRESSIONE DEL FAN
- A VALLE DEL FAN, EVOLUZIONE DIFFERENTE PER LE DUE PORTATE

7.3 FLUSSI SEPARATI FLUSSI ASSOCIATI (O MISCELATI)



7.4 DESIGNAZIONE DELLE STAZIONI: TF A FLUSSI SEPARATI



● FLUSSO PRIMARIO:

a. Condizioni ambiente

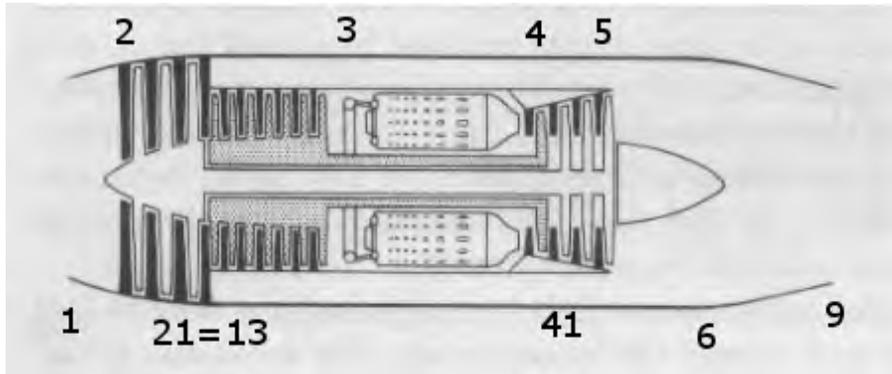
1. Ingresso presa d'aria (presa dinamica, diffusore)
2. Uscita presa dinamica = ingresso fan
21. Uscita fan = ingresso compressore
3. Uscita compressore = ingresso combustore
4. Uscita combustore = ingresso prima turbina
41. Uscita prima turbina = ingresso seconda turbina
5. Uscita seconda turbina = ingresso ugello
7. Ingresso ugello
8. Gola ugello
9. Uscita ugello

● FLUSSO SECONDARIO:

13. Uscita fan = ingresso ugello secondario
17. Ingresso ugello secondario
18. Gola ugello secondario
19. Uscita ugello secondario

- $13 \equiv 21$

7.5 DESIGNAZIONE DELLE STAZIONI: TF A FLUSSI ASSOCIATI



- **FLUSSO PRIMARIO:**

- a. Condizioni all'infinito

1. Ingresso presa d'aria (presa dinamica, diffusore)
2. Uscita presa dinamica = ingresso fan
21. Uscita fan = ingresso compressore
3. Uscita compressore = ingresso combustore
4. Uscita combustore = ingresso prima turbina
41. Uscita prima turbina = ingresso seconda turbina
5. Uscita seconda turbina = ingresso miscelatore
6. Uscita miscelatore = ingresso ugello
7. Ingresso ugello
8. Gola ugello
9. Uscita ugello

- **FLUSSO SECONDARIO:**

13. Uscita fan

- $13 \equiv 21$

7.6 PARAMETRI DI PROGETTO DEL TURBOFAN

- $\beta_c, T_4; \quad \lambda, BPR, \beta_f$

- VINCOLATI DA RELAZIONE: $[\tau_f = \beta_f^{(\gamma-1)/\gamma}]$

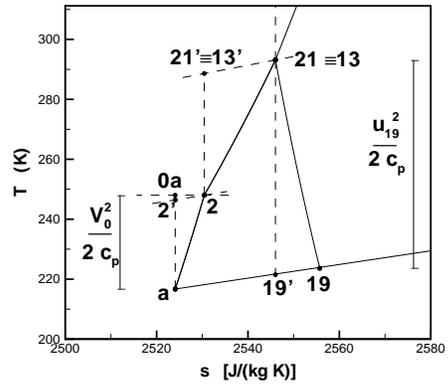
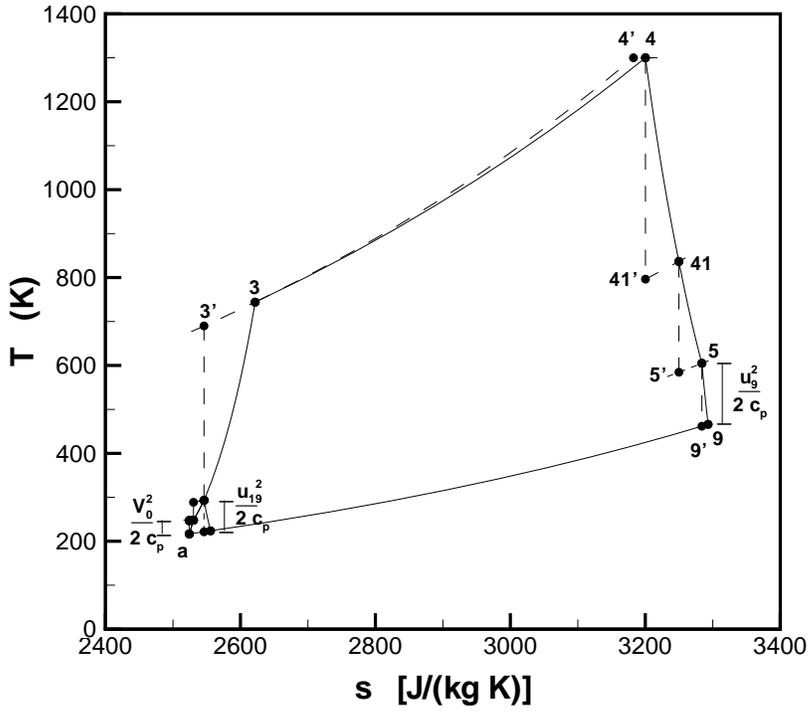
$$\dot{m}_{a,1} \eta_{mt,2} \eta_{t,2} \lambda \Delta h_u = (\dot{m}_{a,1} + \dot{m}_{a,2}) c_p T_2 \frac{\tau_f - 1}{\eta_{mf} \eta_f} \quad (253)$$

$$\eta_{mt,2} \eta_{t,2} \lambda \Delta h_u = (1 + BPR) c_p T_2 \frac{\tau_f - 1}{\eta_{mf} \eta_f} \quad (254)$$

- TF A FLUSSI ASSOCIATI: ULTERIORE VINCOLO:

$$p_{13} = p_5 \quad (255)$$

7.7 CICLO TF A FLUSSI SEPARATI



7.8 TF A FLUSSI SEPARATI PRESA D'ARIA

$$T_2 \simeq T_a \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right) \quad (256)$$

$$p_2 \simeq \begin{cases} \varepsilon_d p_{0a} \\ p_a \left(1 + \eta_d \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \end{cases} \quad (257)$$

$$\beta_d = \frac{p_2}{p_a} \quad \text{RAPPORTO COMPRESSIONE PRESA ARIA} \quad (258)$$

7.9 TF A FLUSSI SEPARATI FAN

$$\beta_f = \frac{p_{21}}{p_2} = \frac{p_{13}}{p_2}; \quad \tau_f = \beta_f^{(\gamma-1)/\gamma} \quad (259)$$

$$p_{21} = p_{13} = \beta_f p_2 \quad (260)$$

$$T_{21} = T_{13} = T_2 \left(1 + \frac{\tau_f - 1}{\eta_f} \right) \quad (261)$$

7.10 TF A FLUSSI SEPARATI COMPRESSORE

$$\beta_c = \frac{p_3}{p_{21}}; \quad \tau_c = \beta_c^{\gamma-1/\gamma} \quad (262)$$

$$p_3 = \beta_c p_{21} \quad (263)$$

$$T_3 = T_{21} \left(1 + \frac{\tau_c - 1}{\eta_c} \right) \quad (264)$$

**7.11 TF A FLUSSI SEPARATI
CAMERA DI COMBUSTIONE**

$$f \simeq \frac{c_p (T_4 - T_3)}{\eta_b Q_f} \quad (265)$$

$$p_4 = \varepsilon_b p_3 \quad (266)$$

7.12 TF A FLUSSI SEPARATI PRIMA TURBINA (DEL COMPRESSORE)

$$T_{41} = T_4 - \frac{T_3 - T_{21}}{\eta_{mc} \eta_{mt,1}} \quad (267)$$

$$p_{41} = p_4 \left(1 - \frac{1 - T_{41}/T_4}{\eta_{t,1}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (268)$$

$$\Delta h_u = c_p T_{41} \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_{41}} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right] \quad (269)$$

7.13 TF A FLUSSI SEPARATI SECONDA TURBINA (DEL FAN)

$$\Delta h_{t,2} = c_p (T_{41} - T_5) \quad (270)$$

$$\dot{m}_{a,1} \eta_{mt,2} c_p (T_{41} - T_5) \simeq (\dot{m}_{a,1} + \dot{m}_{a,2}) c_p \frac{T_{21} - T_2}{\eta_{mf}} \quad (271)$$

$$\eta_{mt,2} (T_{41} - T_5) \simeq (1 + BPR) \frac{T_{21} - T_2}{\eta_{mf}} \quad (272)$$

$$T_5 \simeq T_{41} - (1 + BPR) \frac{T_{21} - T_2}{\eta_{mt,2} \eta_{mf}} \quad (273)$$

$$p_5 = p_{41} \left(1 - \frac{1 - T_5/T_{41}}{\eta_{t,2}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (274)$$

$$\lambda = \frac{\Delta h_{t,2}}{\Delta h_u} \quad (275)$$

7.14 TF A FLUSSI SEPARATI UGELLO PRIMARIO

$$\Delta h_{n,1} = \eta_{n,1} c_p (T_5 - T_9') = \eta_{n,1} c_p T_5 \left(1 - \frac{T_9'}{T_5} \right) \quad (276)$$

$$\Delta h_{n,1} = \eta_{n,1} c_p T_5 \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_5} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right] \quad (277)$$

$$u_{e,1} = \sqrt{2 \Delta h_{n,1}} \quad (278)$$

7.15 TF A FLUSSI SEPARATI UGELLO SECONDARIO

$$\Delta h_{n,2} = \eta_{n,2} c_p (T_{17} - T'_{19}) = \eta_{n,2} c_p T_{17} \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_{17}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]$$

(279)

$$(T_{17} = T_{13}; \quad p_{17} = p_{13}) \quad (280)$$

$$u_{e,2} = \sqrt{2 \Delta h_{n,2}} \quad (281)$$

7.16 TF A FLUSSI SEPARATI SPINTA, POTENZE, RENDIMENTI

$$F \simeq \dot{m}_{a,1} [u_{e,1} - V_0 + BPR (u_{e,2} - V_0)] \quad (282)$$

$$P_{av} \simeq \dot{m}_f Q_f \quad (283)$$

$$P_j = \dot{m}_{a,1} \left[\frac{u_{e,1}^2 - V_0^2}{2} + BPR \left(\frac{u_{e,2}^2 - V_0^2}{2} \right) \right] \quad (284)$$

$$P_p = F V_0 \quad (285)$$

$$\eta_{th} = \frac{P_j}{P_{av}} = \frac{u_{e,1}^2 - V_0^2 + BPR (u_{e,2}^2 - V_0^2)}{2 f Q_f} \quad (286)$$

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_j} = \frac{2 [u_{e,1} - V_0 + BPR (u_{e,2} - V_0)] V_0}{u_{e,1}^2 - V_0^2 + BPR (u_{e,2}^2 - V_0^2)} \quad (287)$$

$$\eta_o = \frac{P_p}{P_{av}} = \eta_{th} \cdot \eta_p \quad (288)$$

7.17 TF A FLUSSI SEPARATI SPINTA SPECIFICA E *TSFC*

$$I_a = \frac{F}{\dot{m}_{a,1} + \dot{m}_{a,2}} = \frac{F}{\dot{m}_{a,1}(1 + BPR)} \simeq \frac{u_{e,1} - V_0 + BPR(u_{e,2} - V_0)}{1 + BPR}$$

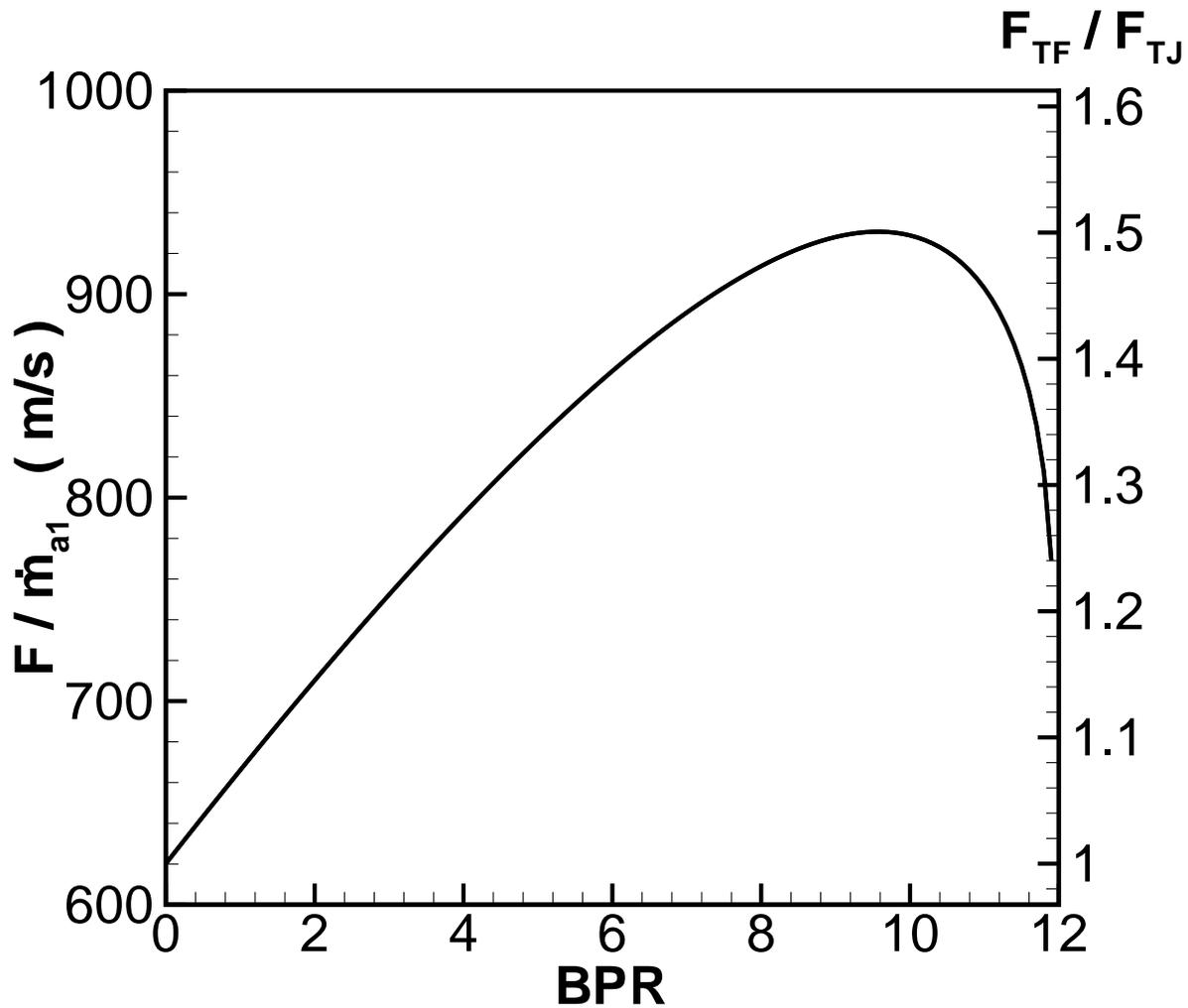
(289)

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{F} = \frac{f}{u_{e,1} - V_0 + BPR(u_{e,2} - V_0)}$$

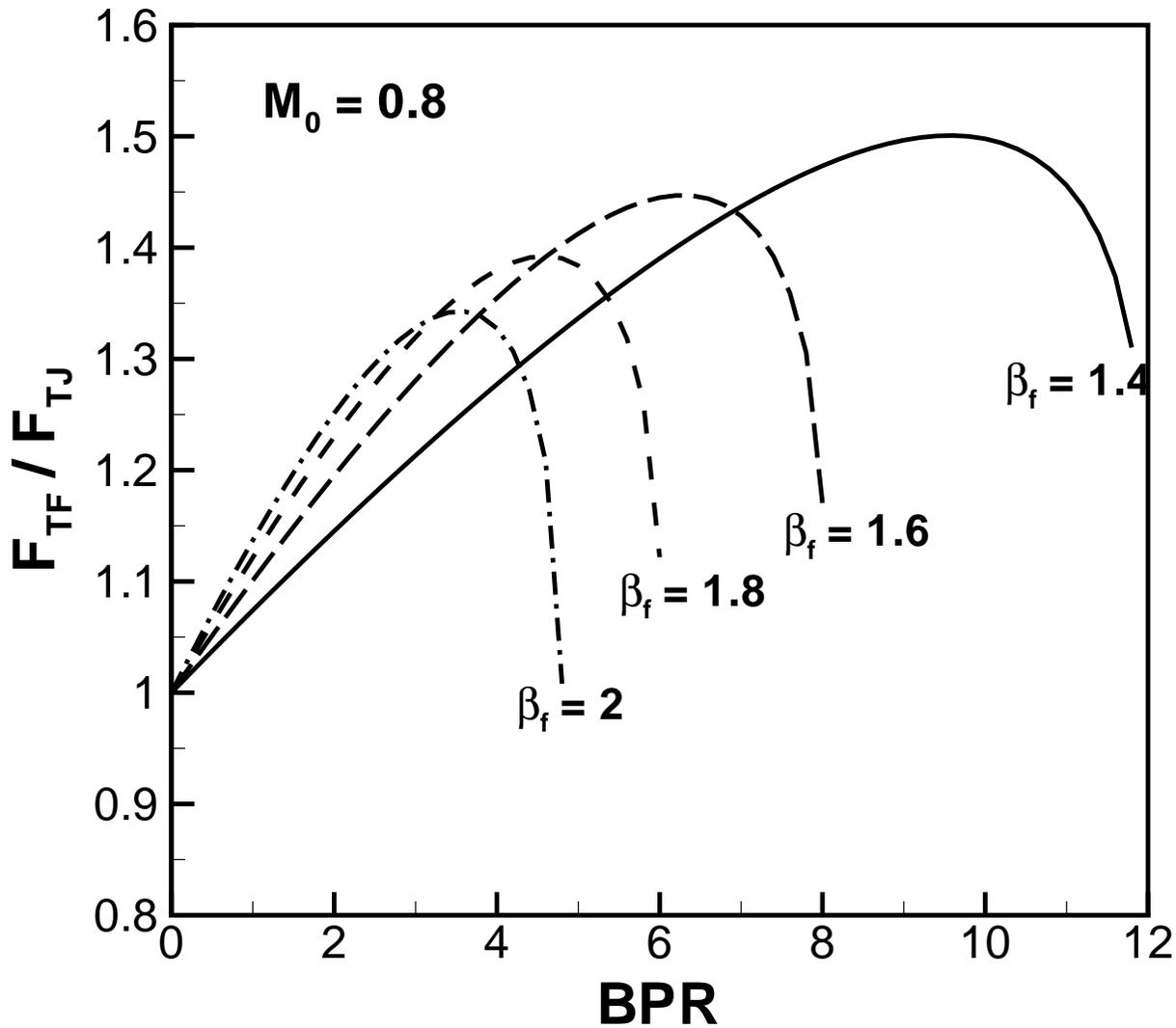
(290)

$$TSFC = \frac{f}{(1 + BPR) I_a} \quad (291)$$

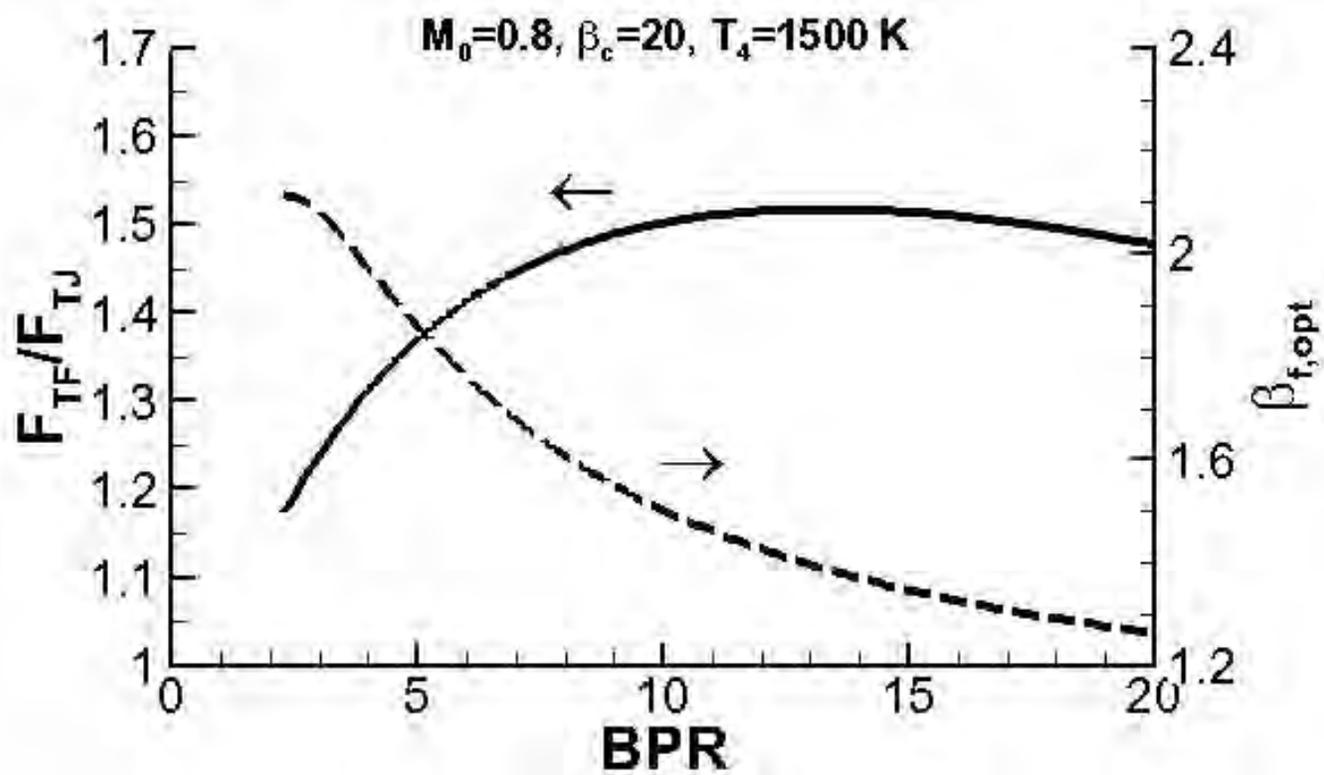
**7.18 TF A FLUSSI SEPARATI
RAPPORTI DI SPINTA, $M_0 = 0.8$**



7.19 TF A FLUSSI SEPARATI
RAPPORTI DI SPINTA, EFFETTO DI β_f , $M_0 = 0.8$

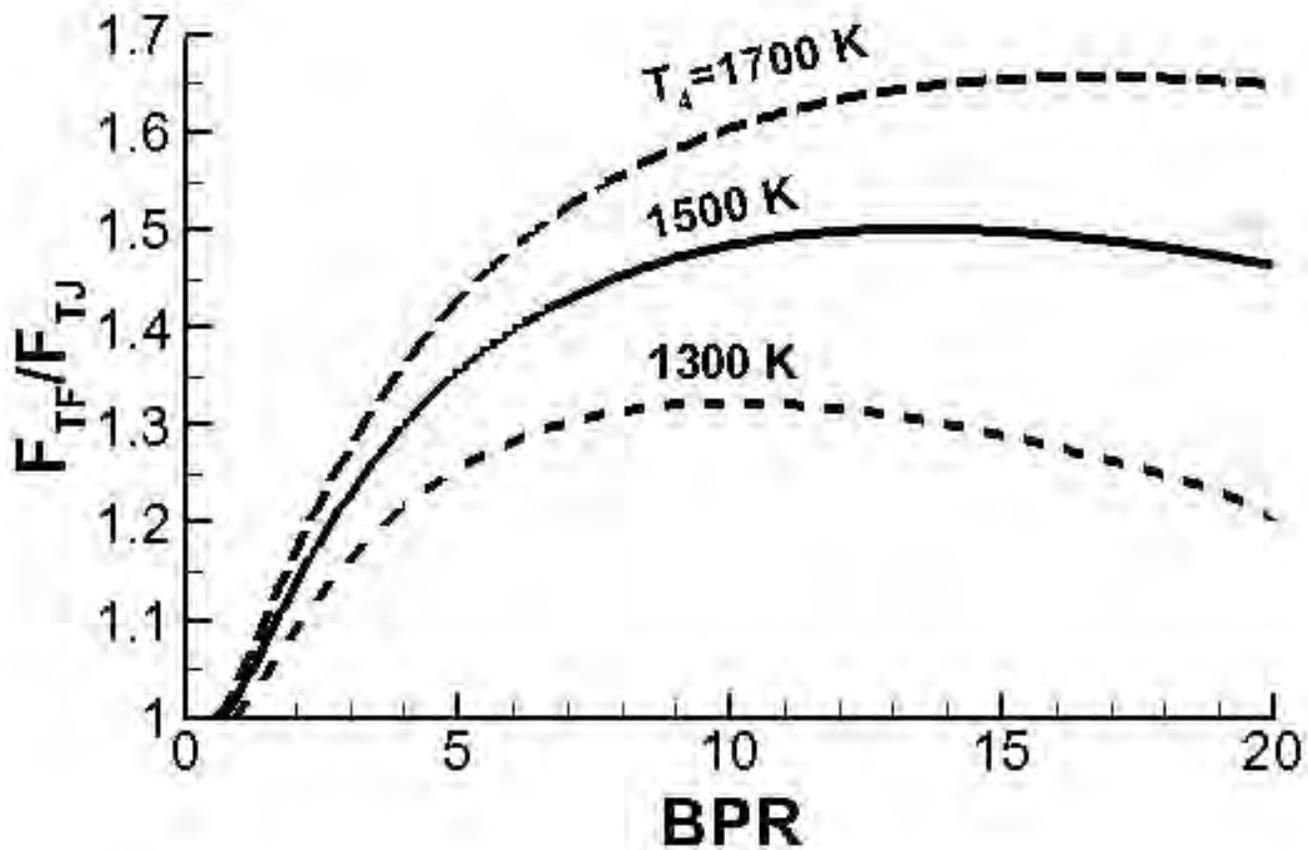


7.20 TF A FLUSSI SEPARATI RAPPORTO DI SPINTA PER β_f OTTIMO, $M_0 = 0.8$



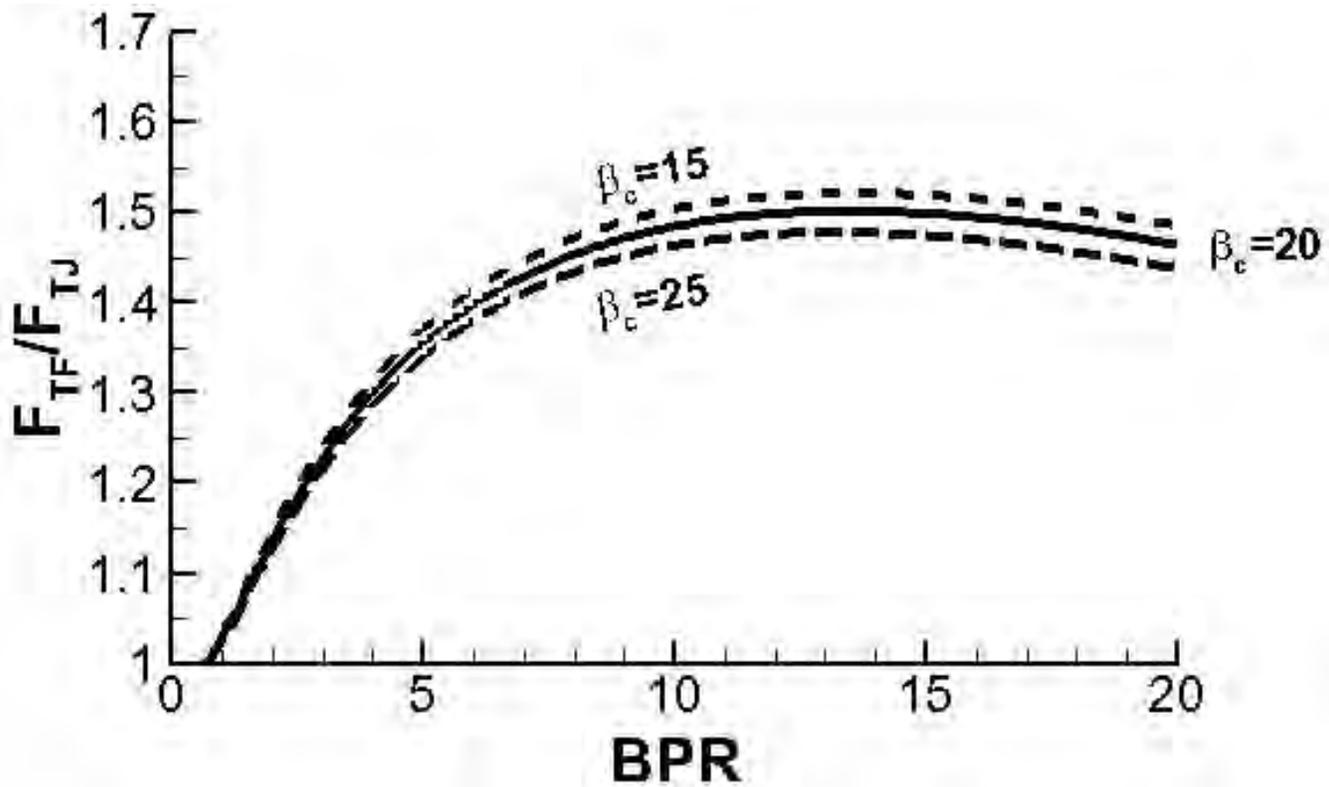
7.21 TF A FLUSSI SEPARATI

RAPPORTO DI SPINTA PER $\beta_{f,opt}$ vs. T_4 , $M_0 = 0.8$

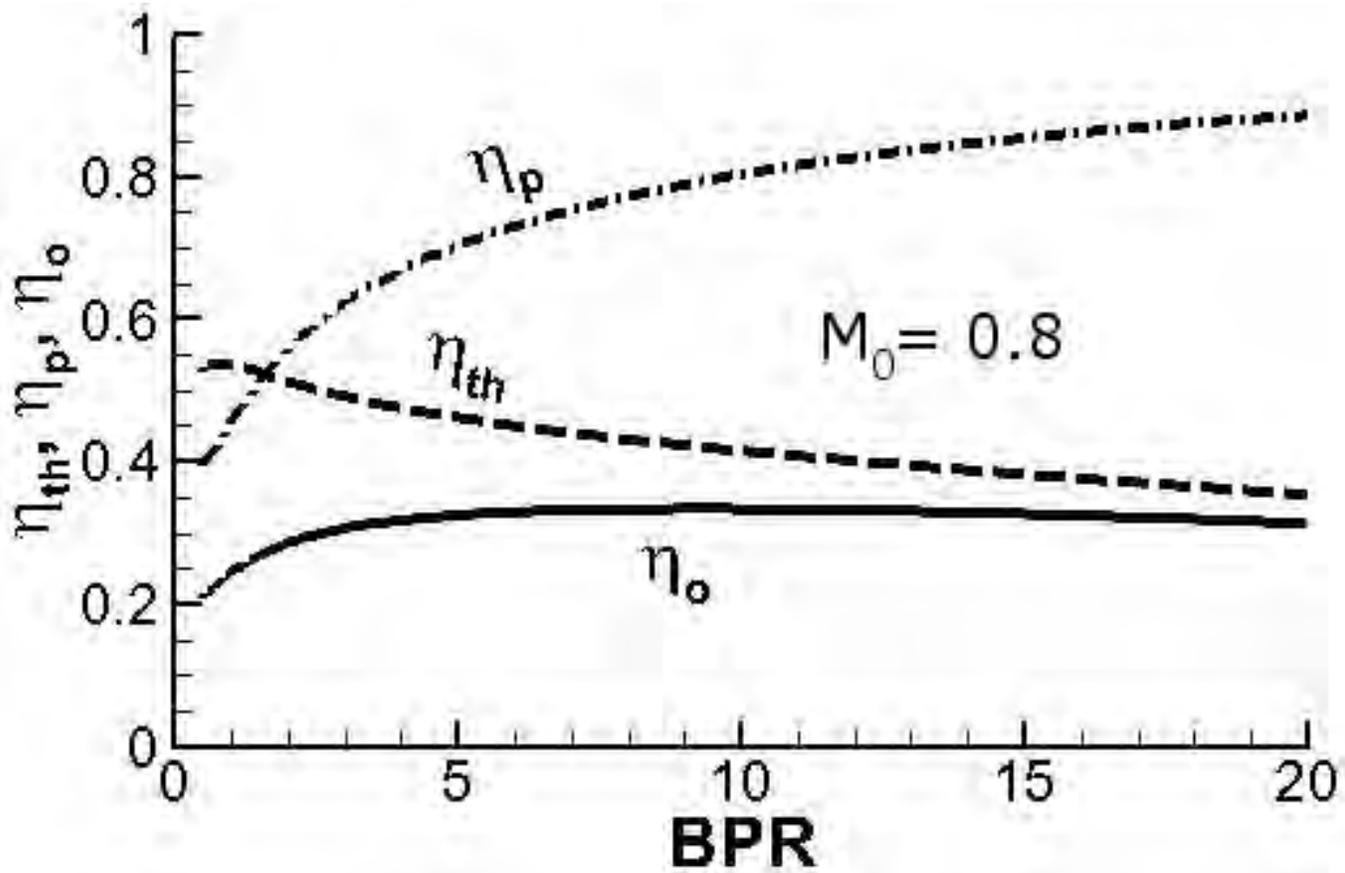


7.22 TF A FLUSSI SEPARATI

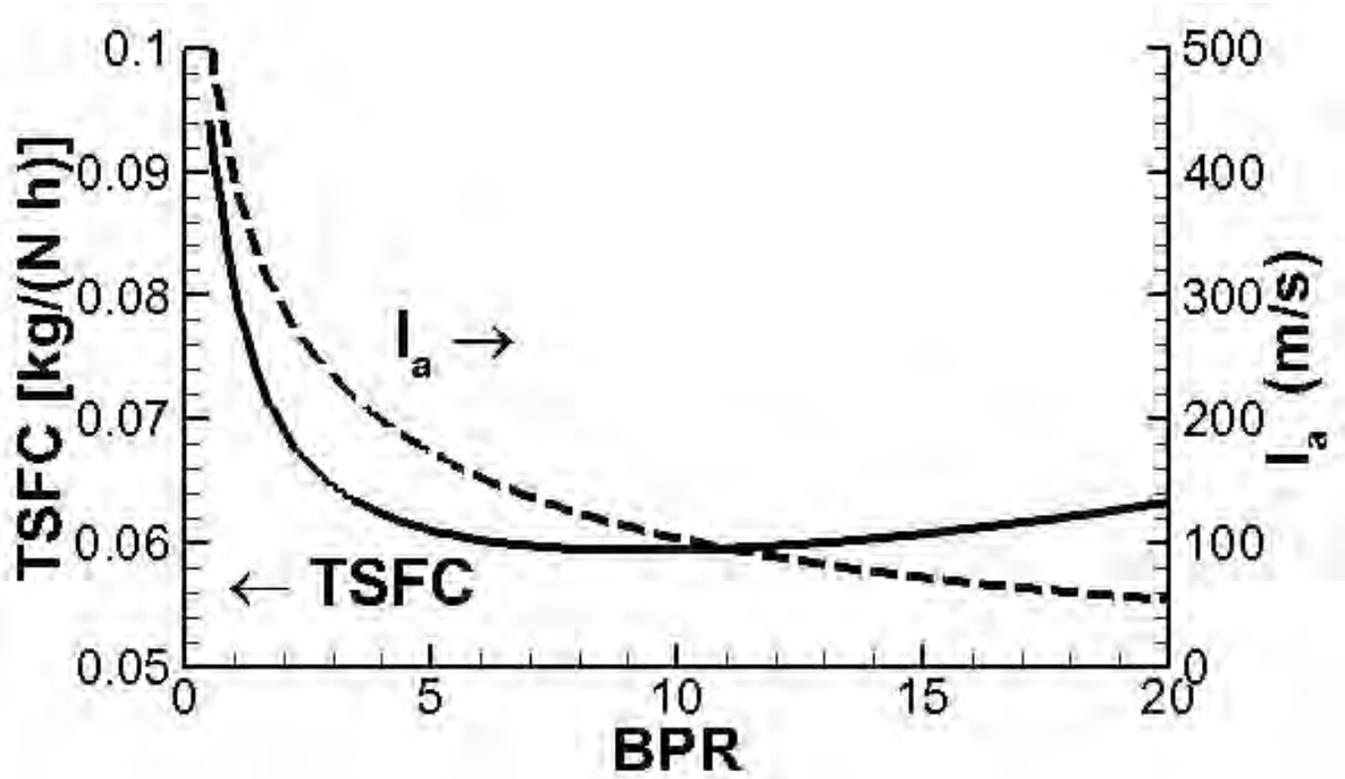
RAPPORTO DI SPINTA PER $\beta_{f,opt}$ vs. β_c , $M_0 = 0.8$



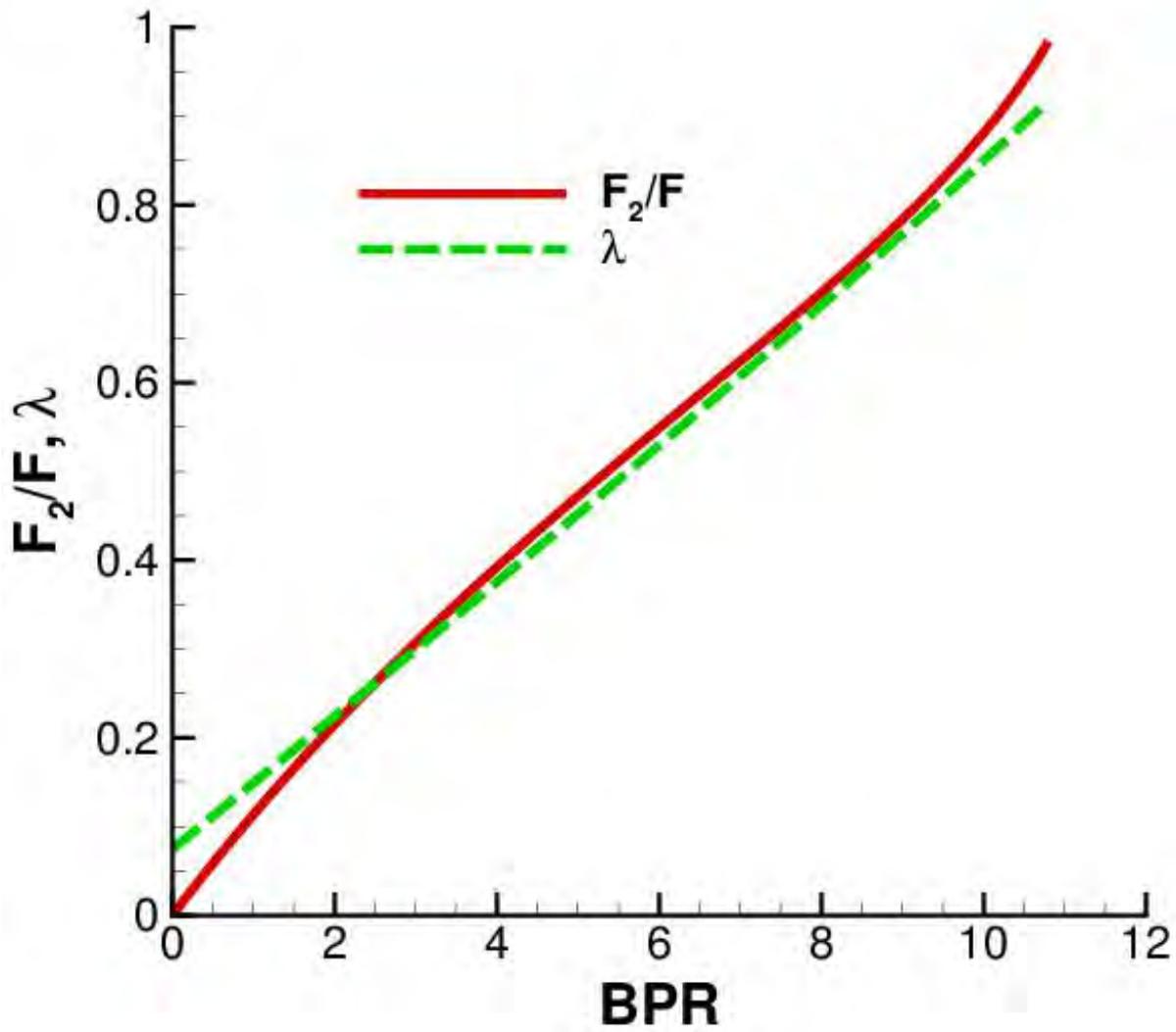
7.23 TF A FLUSSI SEPARATI RENDIMENTI PER $\beta_{f,opt}$, $M_0 = 0.8$



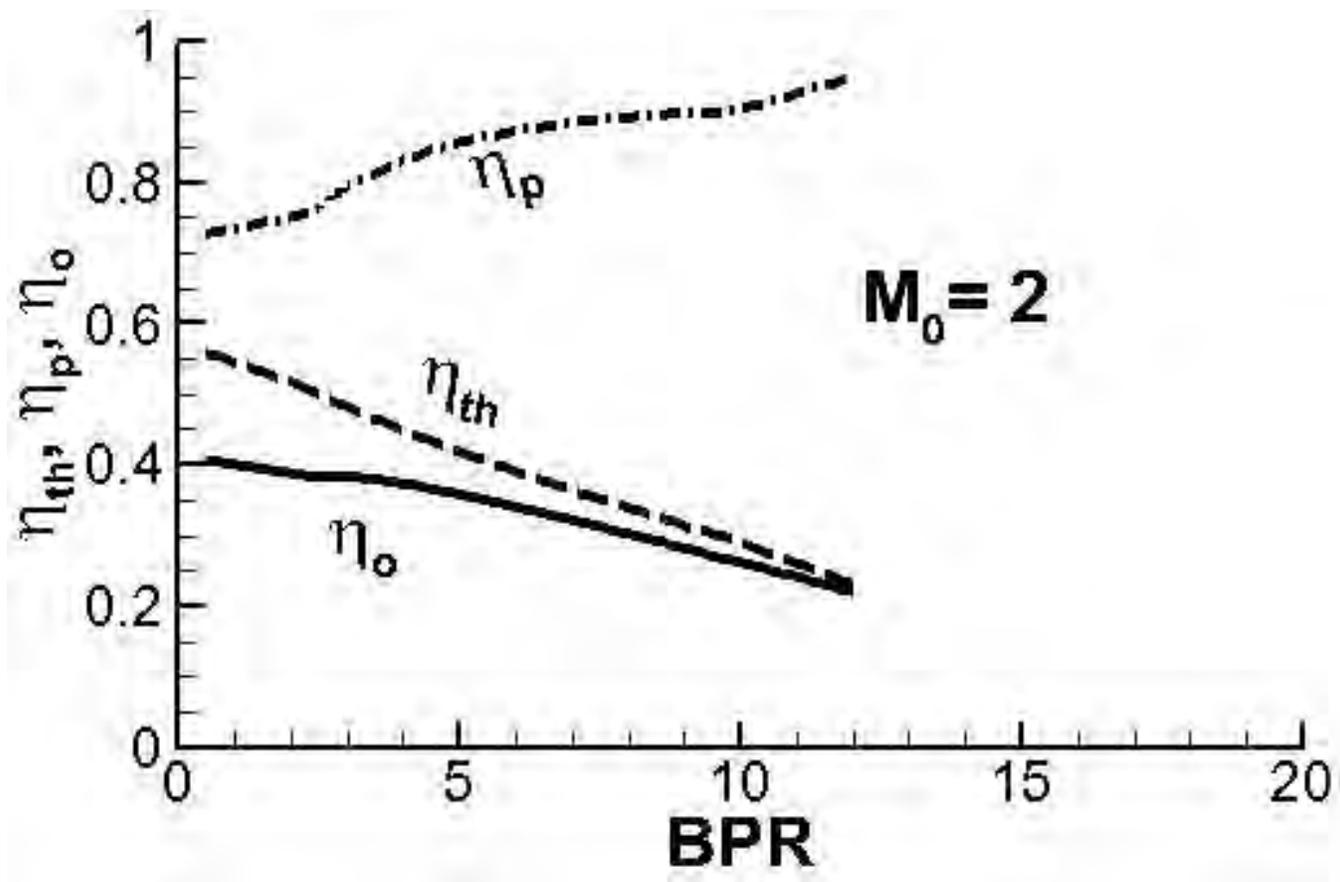
**7.24 TF A FLUSSI SEPARATI
PRESTAZIONI PER $\beta_{f,opt}$, $M_0 = 0.8$**



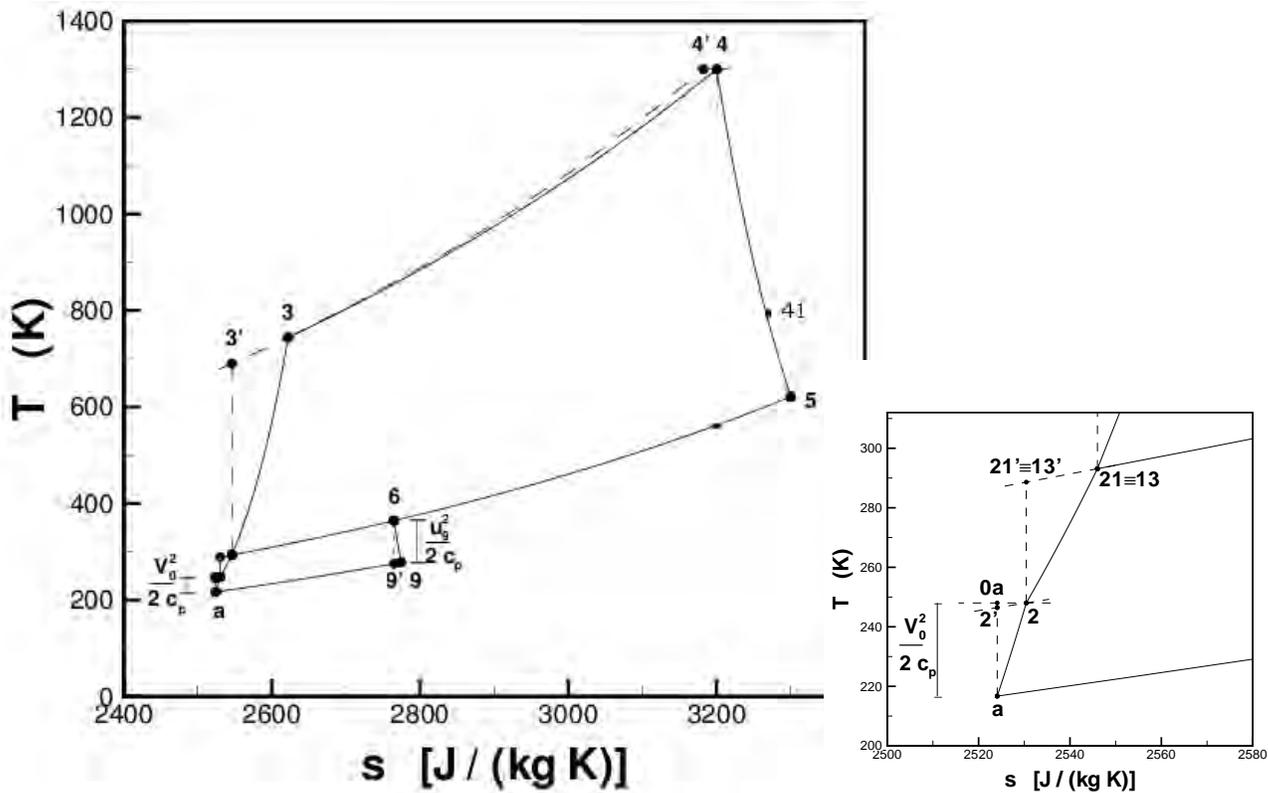
**7.25 TF A FLUSSI SEPARATI
RAPPORTI DI SPINTA E λ , $M_0 = 0.8$**



**7.26 TF A FLUSSI SEPARATI
RENDIMENTI PER $\beta_{f,opt}$, $M_0 = 2$**



7.27 CICLO TF A FLUSSI ASSOCIATI



- UGUALE TF FLUSSI SEP. FINO USCITA 1^a TURBINA (41)

7.28 TF A FLUSSI ASSOCIATI SECONDA TURBINA (DEL FAN)

- TRASFORMAZIONE A RAPPORTO DI PRESSIONE ASSEGNATO ($p_5 = p_{13}$)

$$\Delta h_{t,2} = c_p (T_{41} - T_5) = c_p \eta_{t,2} T_{41} \left(1 - \frac{T_5'}{T_{41}} \right) =$$

$$c_p \eta_{t,2} T_{41} \left[1 - \left(\frac{p_5}{p_{41}} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right] \quad (292)$$

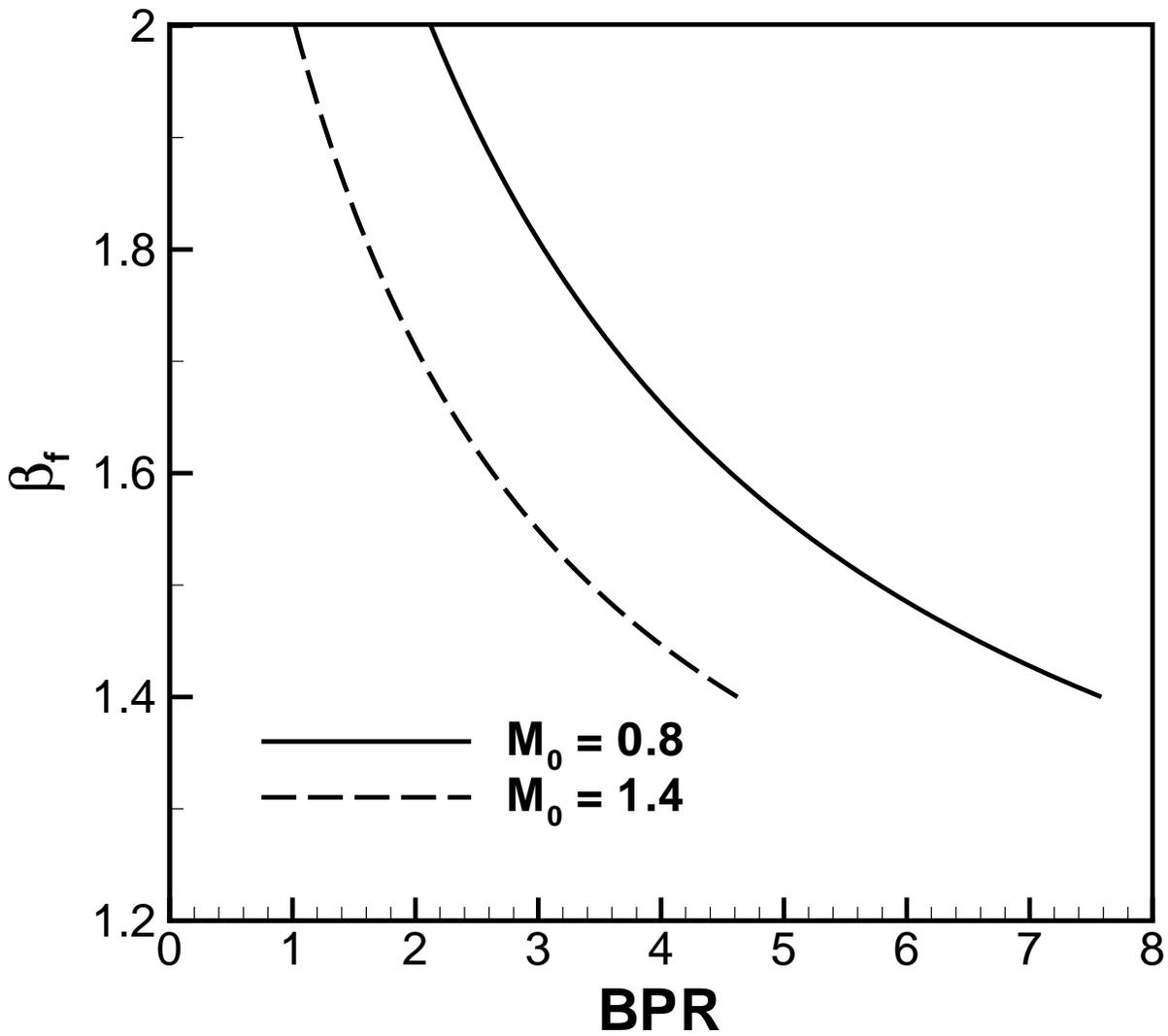
$$T_5 = T_{41} - \frac{\Delta h_{t,2}}{c_p} \quad (293)$$

$$\eta_{mt,2} (T_{41} - T_5) \simeq (1 + BPR) \frac{T_{21} - T_2}{\eta_{mf}} \quad (294)$$

$$BPR = \eta_{mt,2} \eta_{mf} \frac{T_{41} - T_5}{T_{21} - T_2} - 1 \quad (295)$$

$$\lambda = \frac{\Delta h'_{t,2}}{\Delta h_u} \quad (296)$$

7.29 TURBOFAN A FLUSSI ASSOCIATI: RELAZIONE TRA β_f E BPR



7.30 TF A FLUSSI ASSOCIATI MISCELATORE

$$\dot{m}_{a1} h_5 + \dot{m}_{a2} h_{13} \simeq (\dot{m}_{a1} + \dot{m}_{a2}) h_6 \quad (297)$$

$T_6 \simeq \frac{T_5 + BPR T_{13}}{1 + BPR}$	(298)
---	-------

$$p_6 \simeq p_5 \quad (299)$$

7.31 TF A FLUSSI ASSOCIATI UGELLO (UNICO)

$$\Delta h_n = \eta_n c_p (T_6 - T_9) = \eta_n c_p T_6 \left(1 - \frac{T_9'}{T_6} \right) \quad (300)$$

$$\Delta h_n = \eta_n c_p T_6 \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_6} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right] \quad (301)$$

$$u_e = \sqrt{2 \Delta h_n} \quad (302)$$

7.32 TF A FLUSSI ASSOCIATI SPINTA, POTENZE, RENDIMENTI

$$F \simeq \dot{m}_a (u_e - V_0) = \dot{m}_{a,1} (1 + BPR) (u_e - V_0) \quad (303)$$

$$P_{av} \simeq \dot{m}_f Q_f \quad (304)$$

$$P_j = \dot{m}_a \frac{u_e^2 - V_0^2}{2} \quad (305)$$

$$P_p = F V_0 \quad (306)$$

$$\eta_{th} = \frac{P_j}{P_{av}} = (1 + BPR) \frac{u_e^2 - V_0^2}{2 f Q_f} \quad (307)$$

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_j} = \frac{2 (u_e - V_0) V_0}{u_e^2 - V_0^2} = \frac{2 \nu}{1 + \nu} \quad (308)$$

$$\eta_o = \frac{P_p}{P_{av}} = \eta_{th} \cdot \eta_p \quad (309)$$

**7.33 TF A FLUSSI ASSOCIATI
SPINTA SPECIFICA E *TSFC***

$$I_a = \frac{F}{\dot{m}_a} \simeq u_e - V_0 \quad (310)$$

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{F} = \frac{f}{(1 + BPR)(u_e - V_0)} \quad (311)$$

$$TSFC = \frac{f}{(1 + BPR) I_a} \quad (312)$$

7.34 ESERCIZIO TF A FLUSSI SEPARATI
--

- $M_0 = 0.8$, $T_a = 216.7$ K, $p_a = 22.7$ kPa;
 $BPR=6.1$, $\beta_f=1.5$, $\beta_c=20$, $T_4=1300$ K, $\eta_d=0.96$,
 $\eta_f=0.90$, $\eta_c=0.88$, $\eta_b=0.99$, $\epsilon_b=0.95$, $\eta_t=0.92$,
 $\eta_n=0.97$, $\eta_{mf} = \eta_{mc} = \eta_{mt}=0.98$;
 $\gamma=1.4$, $c_p=1005$ J/(kg K), $Q_f=43$ MJ/kg
- DETERMINARE V_0 , τ , τ_f , τ_c , T_2 , p_2 , T_{21} , p_{21} ,
 T_{13} , p_{13} , p_3 , T_3 , f , p_4 , T_{41} , p_{41} , T_5 , p_5 , $u_{e,1}$,
 $u_{e,2}$, η_{th} , η_p , η_o , I_a , $TSFC$, F_2/F PER UGELLI
ADATTATI
- IDENTIFICARE I PUNTI a, 2, 21, 3, 4, 41, 5,
9, 13, 19 SUL PIANO $T-s$

7.35 ESERCIZIO TF A FLUSSI ASSOCIATI

- ASSUMENDO ANCORA GLI STESSI VALORI DELL'ESERCIZIO PRECEDENTE (FATTA ECCEZIONE DEL *BPR*):
- DETERMINARE IL VALORE DEL *BPR*, NONCHÉ T_5 , p_5 , T_6 , p_6 , u_9 , η_{th} , η_p , η_o , I_a , *TSFC* PER UGELLO ADATTATO
- IDENTIFICARE I PUNTI 5, 6, 9 SUL PIANO $T-s$

7.36 CONFRONTO SPINTA TURBOFAN A FLUSSI SEPARATI ED ASSOCIATI

- PUNTO FISSO, $f \ll 1$
- CONFRONTO TRA I DUE TIPI DI TF,
ASSUMENDO STESSI BPR , β_f

$$\frac{F_{ass}}{F_{sep}} \simeq \frac{(1 + BPR)u_{9,ass}}{u_{9,sep} + BPRu_{19,sep}} = \frac{(1 + BPR)\sqrt{T_6}}{\sqrt{T_5} + BPR\sqrt{T_{13}}} \quad (313)$$

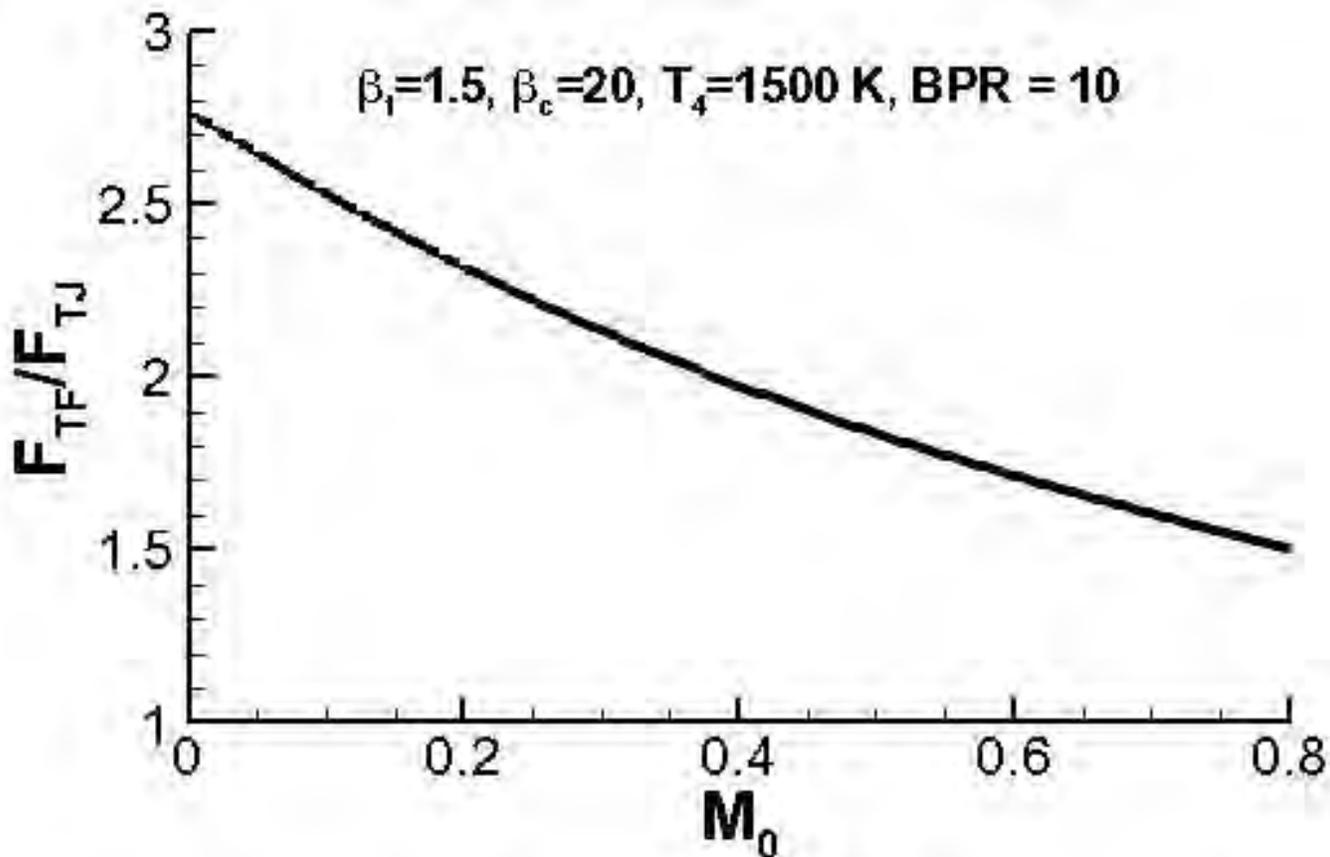
$$T_6 \simeq \frac{T_5 + BPR T_{13}}{1 + BPR} \quad (314)$$

$$\frac{F_{ass}}{F_{sep}} \simeq \frac{\sqrt{(1 + BPR)(T_5 + BPR T_{13})}}{\sqrt{T_5} + BPR\sqrt{T_{13}}} \quad (315)$$

$$\begin{aligned} T_5 + BPR T_5 + BPR T_{13} + BPR^2 T_{13} &> \\ &> T_5 + 2 BPR \sqrt{T_5 T_{13}} + BPR^2 T_{13} \end{aligned} \quad (316)$$

$$BPR (T_5 + T_{13} - 2\sqrt{T_5 T_{13}}) > 0 \quad (317)$$

$$BPR (\sqrt{T_5} - \sqrt{T_{13}})^2 > 0 \quad (318)$$

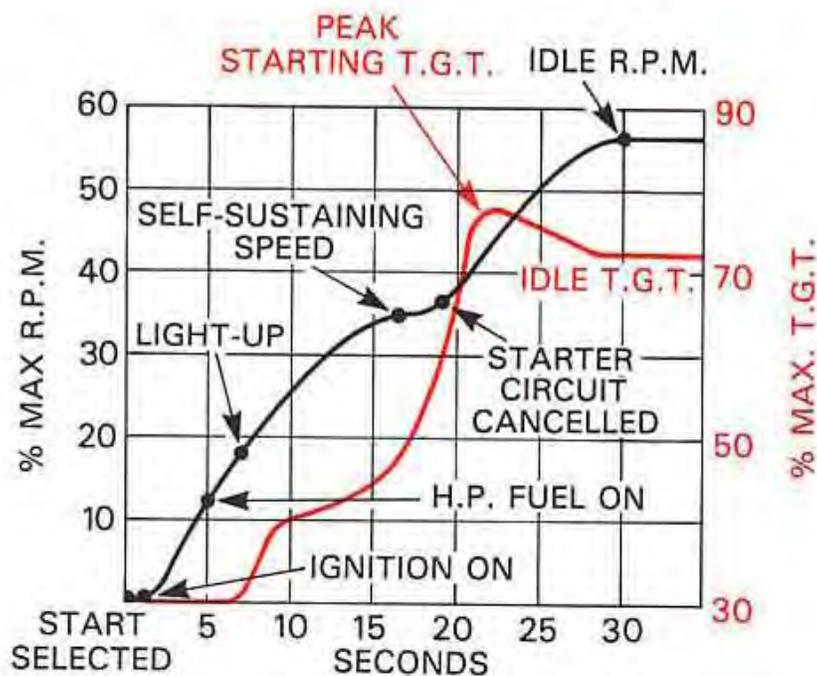
**7.37 RAPPORTO SPINTA $T_{F_{\text{FLUSSI SEPARATI}}}/T_J$
AL VARIARE DI M_0** 

- A PARITÀ DI PORTATA PRIMARIA, INCREMENTO SPINTA PARTICOLARMENTE FORTE AL DECOLLO

7.38 AVVIAMENTO DEI MOTORI TJ/TF

● AEREI CIVILI:

– UNITÀ DI AVVIAMENTO AD ARIA/TURBINA



● AEREI MILITARI:

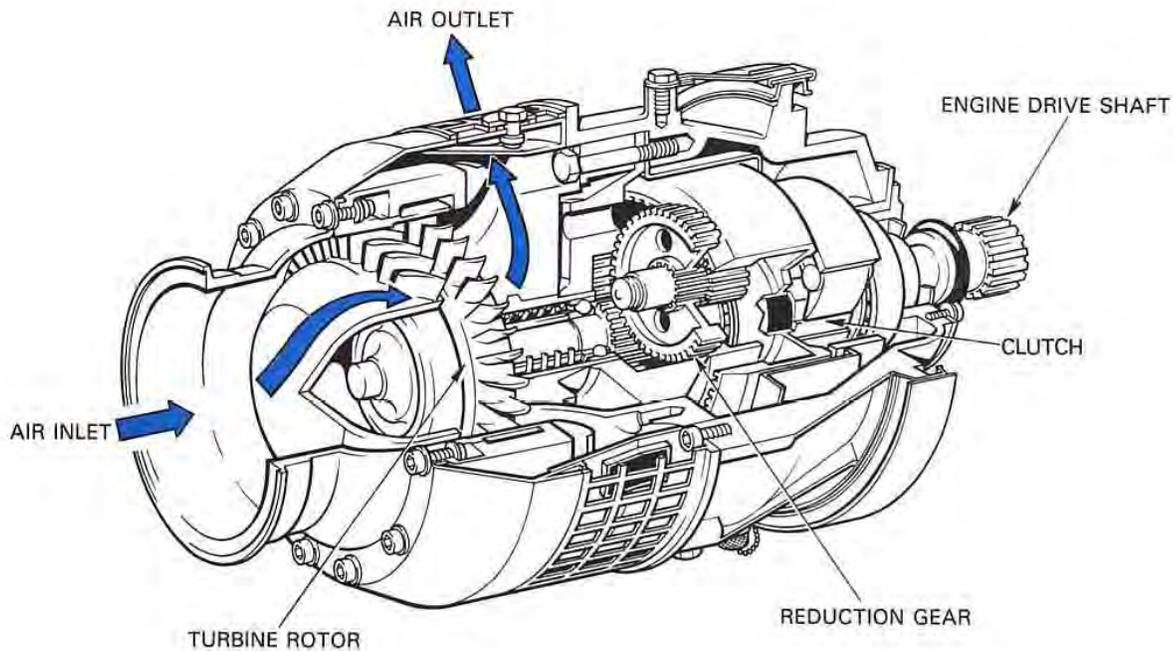
– MOTORE ELETTRICO

– CARTUCCIA PROP. SOLIDO/TURBINA

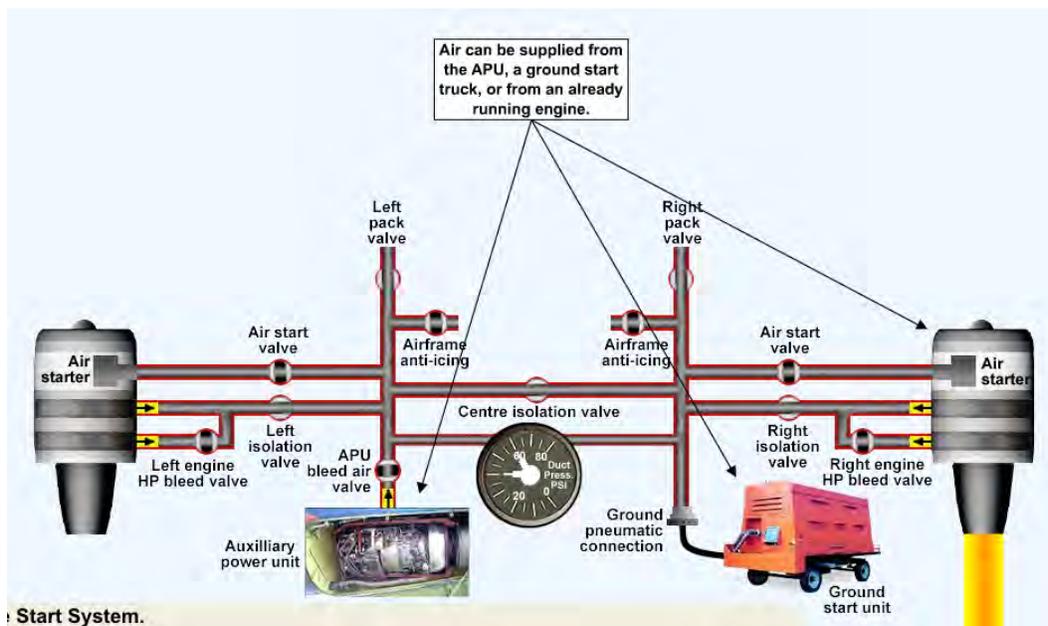
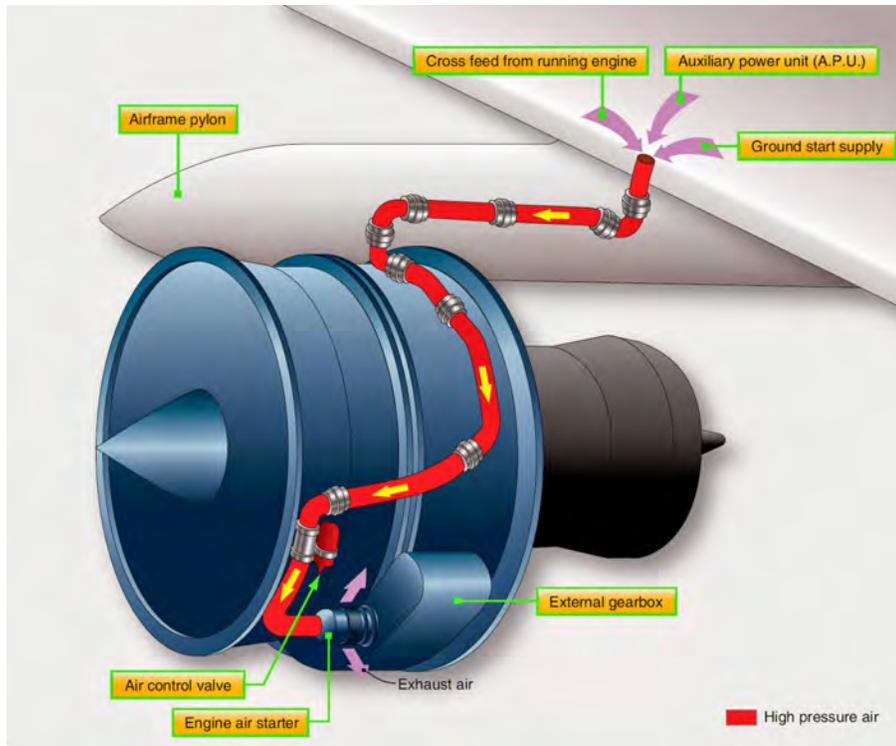
– (UNITÀ DI AVVIAMENTO AD ARIA/TURBINA)

7.39 UNITÀ DI AVVIAMENTO AD ARIA

- **TURBINA (DEDICATA) AZIONATA DA ARIA COMPRESSA DA:**
 - COMPRESSORE A TERRA
 - CROSS-BLEED
 - APU



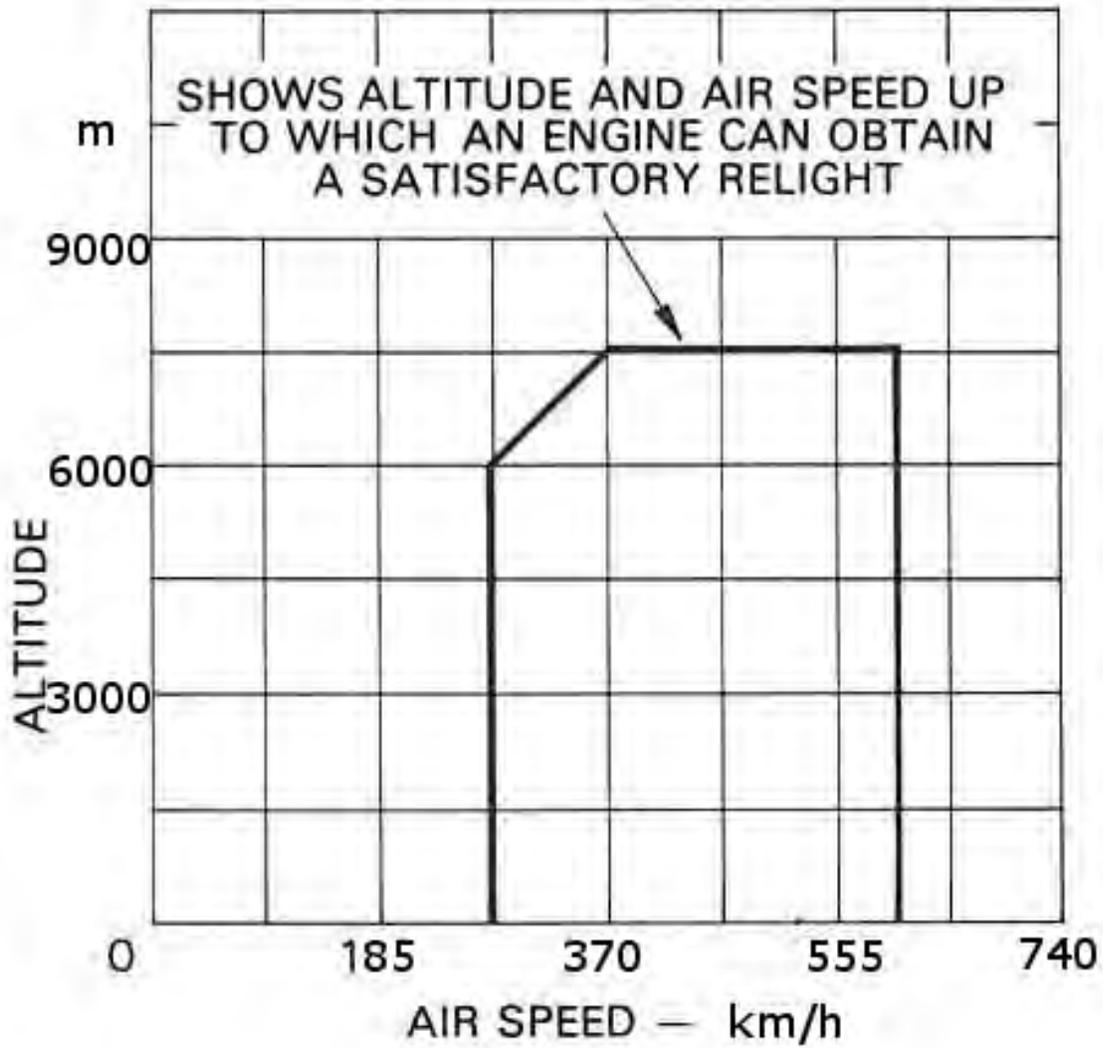
7.40 FONTI DI ARIA IN PRESSIONE



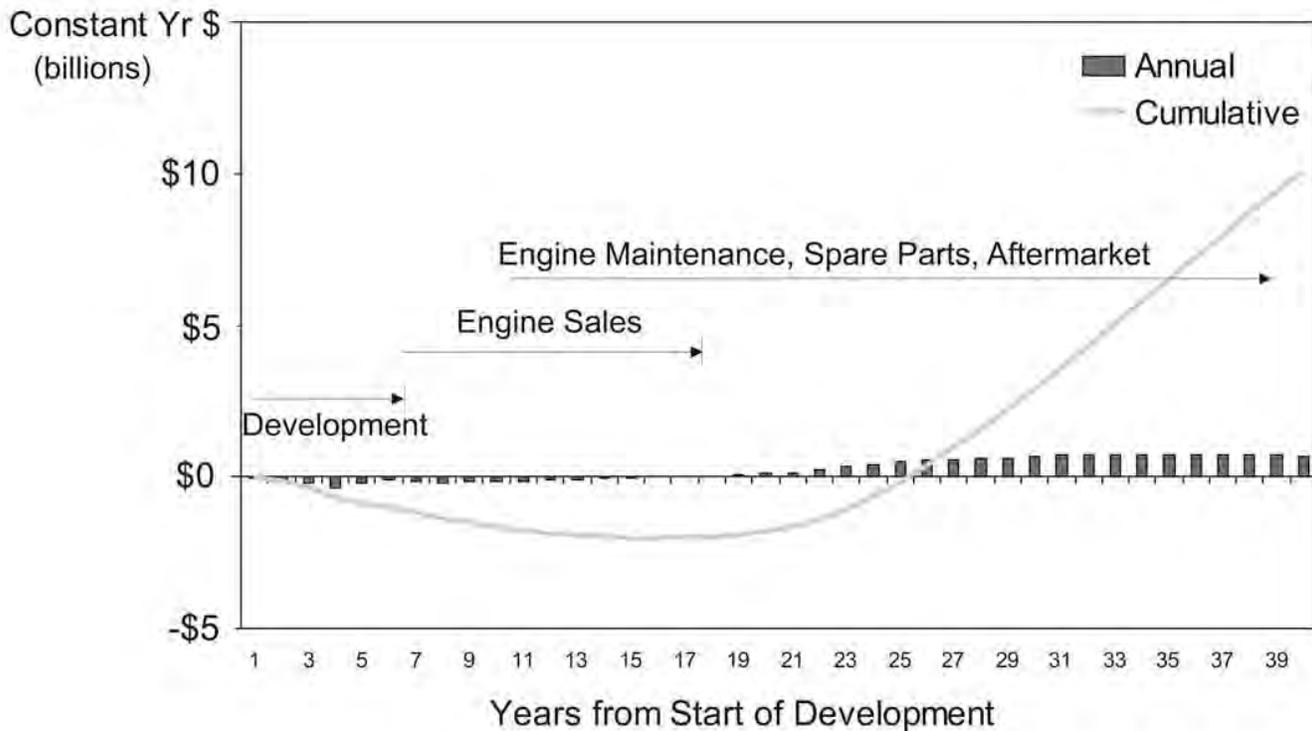
7.41 UNITÀ DI AVVIAMENTO A TERRA



7.42 RIACCENSIONE IN VOLO



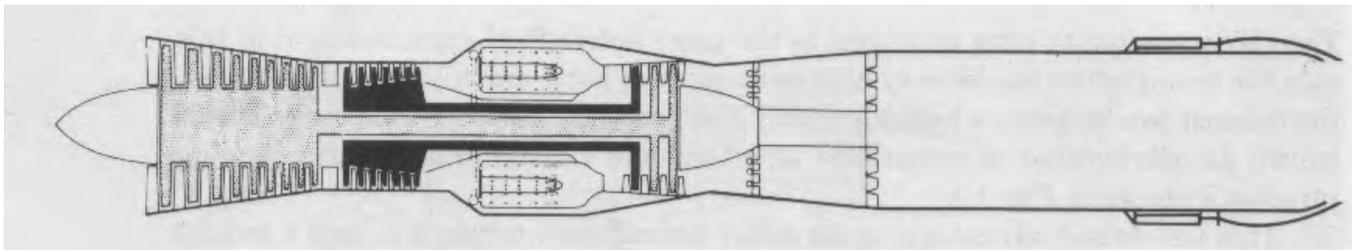
7.43 TEMPO DI *BREAK EVEN*



- **COSTO SVILUPPO NUOVO MOTORE:
ALCUNI G\$**
- **AZIENDA VA IN PAREGGIO DOPO 25, 35, ...
ANNI**

8.1 TURBOGETTO CON POSTBRUCIATORE *AFTERBURNING TURBOJET (AB)*

- AUMENTO SPINTA PER UN TEMPO LIMITATO (DECOLLO, SALITA, COMBATTIMENTO)
- NUMERAZIONE SEZIONI:

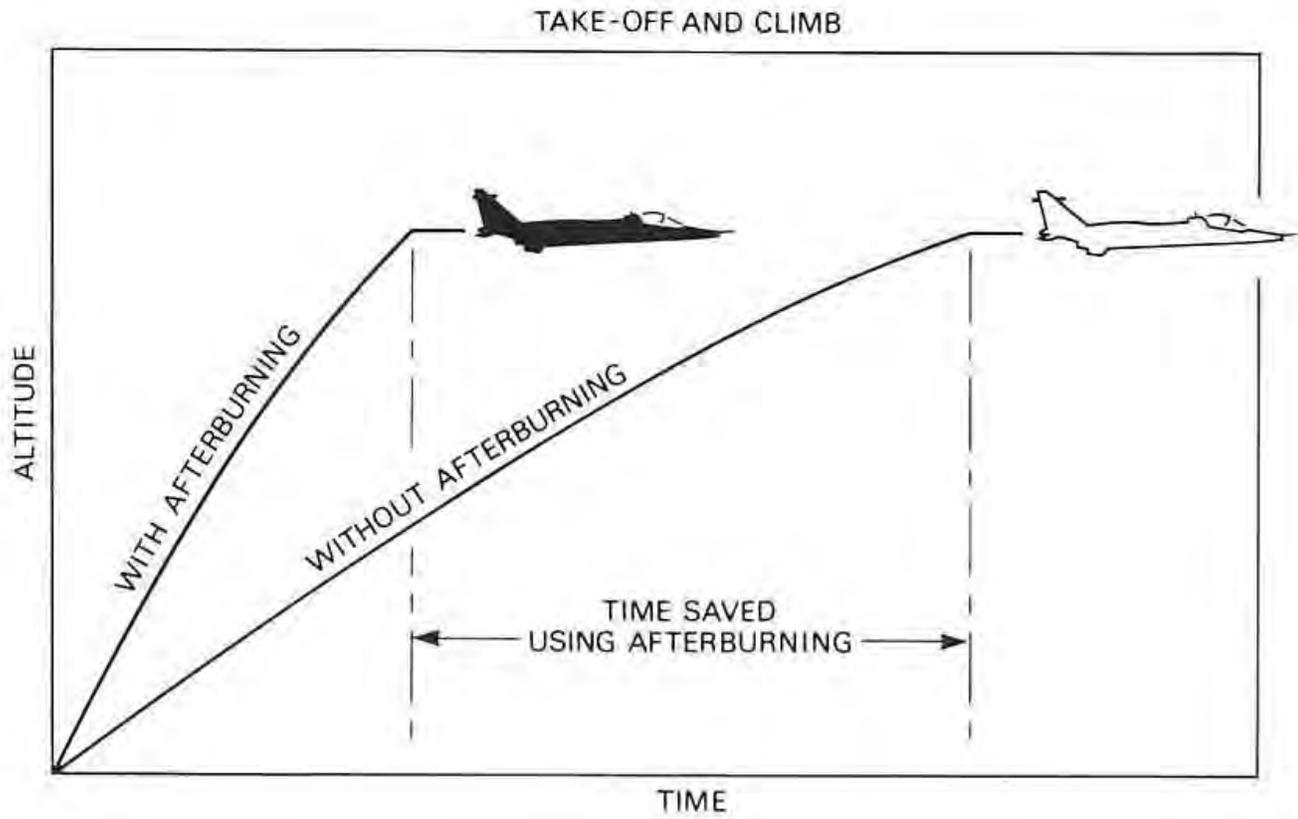


a 1 2 3 4 5 6 7 8 9

Motore	anno di introduzione in servizio	BPR	$F_{dry/AB}$ kN	$TSFC_{dry/AB}$ kg/(N h)	$\left(\frac{F}{w_{eng}}\right)_{dry/AB}$
GE J79	1955	0.0	53; 79	0.083; 0.193	3.1; 4.6
Klimov RD-33	1974	0.49	50; 81	0.075; 0.181	4.8; 7.9
Snecma M88	1990	0.3	50; 75	0.08; 0.17	5.7; 8.5
Eurojet EJ200	1991	0.4	60; 90	0.08; 0.17	6.1; 9.2
F135-PW-100	2009	0.57	125; 190	...; ...	7.5; 11.5

Caratteristiche e prestazioni di alcuni motori turbogetto con postbruciatore; *dry* indica postbruciatore spento, *AB* acceso.

8.2 RIDUZIONE TEMPI DI SALITA



8.3 PROBLEMI ASSOCIATI AL POSTBRUCIATORE

- STABILIZZAZIONE DELLA FIAMMA
- PERDITE DI PRESSIONE TOTALE (ϵ_{b2} BASSO):

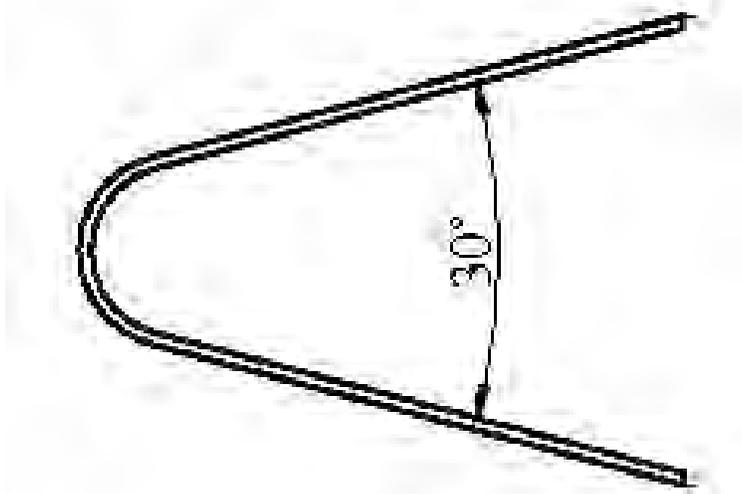
$$dp_{Fanno,Rayleigh} \propto -u^2 \quad (319)$$

- η_{b2} BASSO $\simeq 0.8$ (PER CONTENERE LUNGHEZZA E PESO DEL POSTCOMBUSTORE)
- CHOCKING TERMICO (\rightarrow UGELLO AD AREA VARIABILE):

$$\dot{m} = \Gamma \frac{p_{07}}{\sqrt{RT_{07}}} A_t \simeq \Gamma \frac{p_7}{\sqrt{RT_7}} A_t$$

8.4 STABILIZZATORI DI FIAMMA

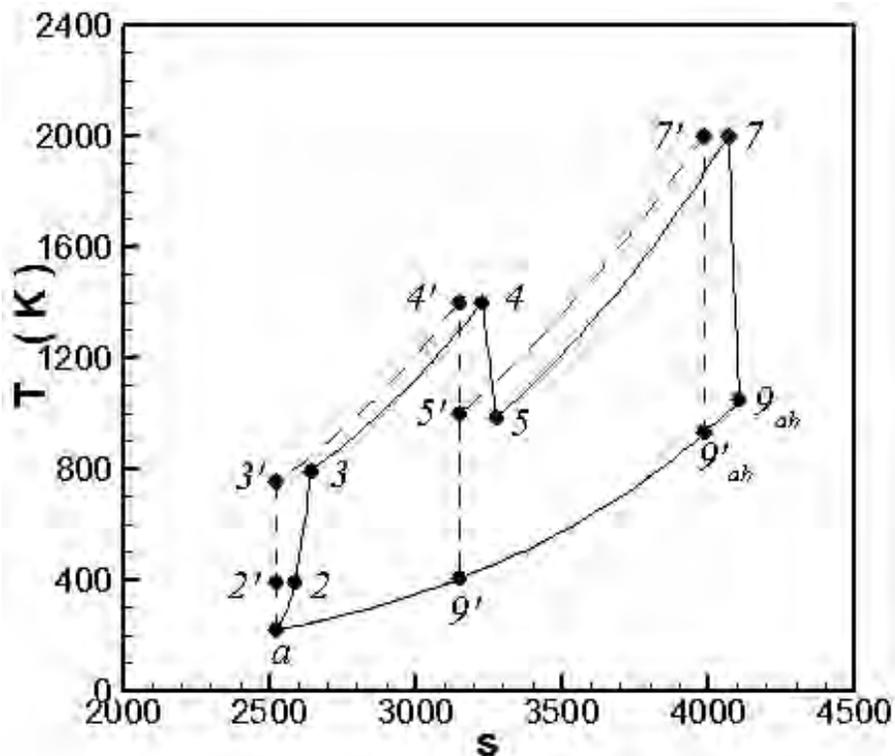
- ALTA u NEL POSTCOMBUSTORE → BREVE TEMPO DISPONIBILE PER COMBUSTIONE



8.5 UGELLO AD AREA VARIABILE



8.6 POSTBRUCIATORE



- $\dot{m}_{f,1}$ PORTATA COMBUST. IN 1° COMBUSTORE, $\dot{m}_{f,2}$ IN POST-COMBUSTORE
- RAPPORTI COMBUSTIBILE/ARIA:

$$f_1 = \frac{\dot{m}_{f1}}{\dot{m}_a}, \quad f_2 = \frac{\dot{m}_{f2}}{\dot{m}_a}, \quad \boxed{f_{tot} = \frac{\dot{m}_{f1} + \dot{m}_{f2}}{\dot{m}_a} = f_1 + f_2}$$

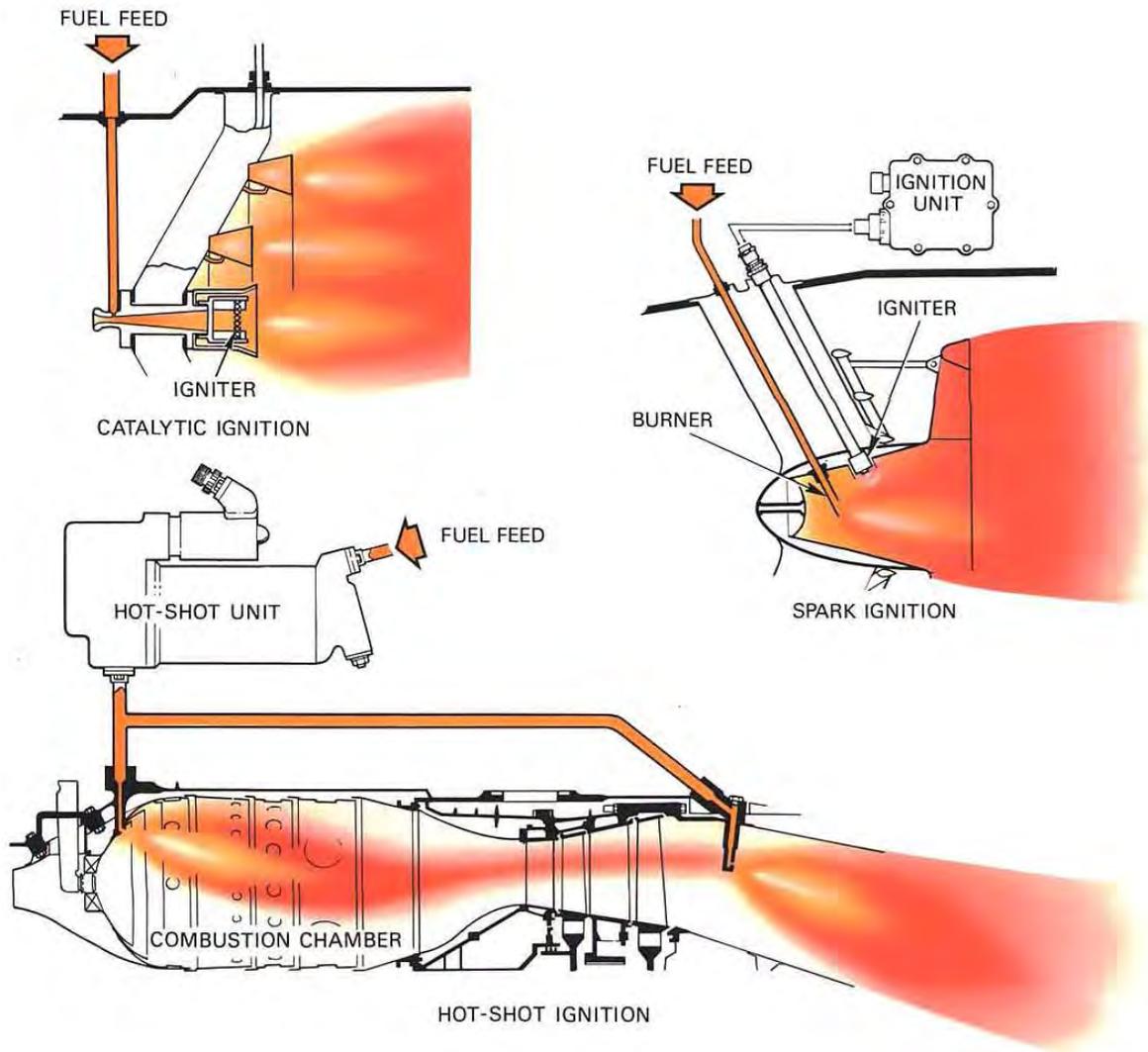
$$f_1 \ll 1, \quad f_2 \ll 1 \quad \Rightarrow \quad \boxed{f_2 \simeq \frac{c_p (T_7 - T_6)}{\eta_{b2} Q_f}}$$

- REND. PNEUMATICO POST-COMBUST. (6 \equiv 5):

$$\epsilon_{b2} = p_7/p_6 \quad \Rightarrow \quad \boxed{p_7 = \epsilon_{b2} p_6}$$

8.7 SISTEMI DI ACCENSIONE

● CATALITICO, CANDELA, *HOT STREAK*



8.8 UGELLO

- **POSTCOMBUSTORE SPENTO:**

$$u_e = \sqrt{2c_p(T_6 - T_9)} = \sqrt{2\eta_n c_p T_6 \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_6} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}$$

- **POSTCOMBUSTORE ACCESO:**

$$\boxed{u_{e,AB}} = \sqrt{2c_p(T_7 - T_9)} = \sqrt{2\eta_n c_p T_7 \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_7} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}$$

- **SOTTO (ROZZA) APPROSSIMAZ. $p_7 \simeq p_6$ ($\epsilon_{b2} \simeq 1$):**

$$\frac{u_{e,AB}}{u_e} \simeq \sqrt{\frac{T_7}{T_6}} = \sqrt{\frac{T_7}{T_5}} \rightarrow \underbrace{\frac{F_{TJ,AB}}{F_{TJ}}}_{\text{A PUNTO FISSO}} = \sqrt{\frac{T_7}{T_5}}$$

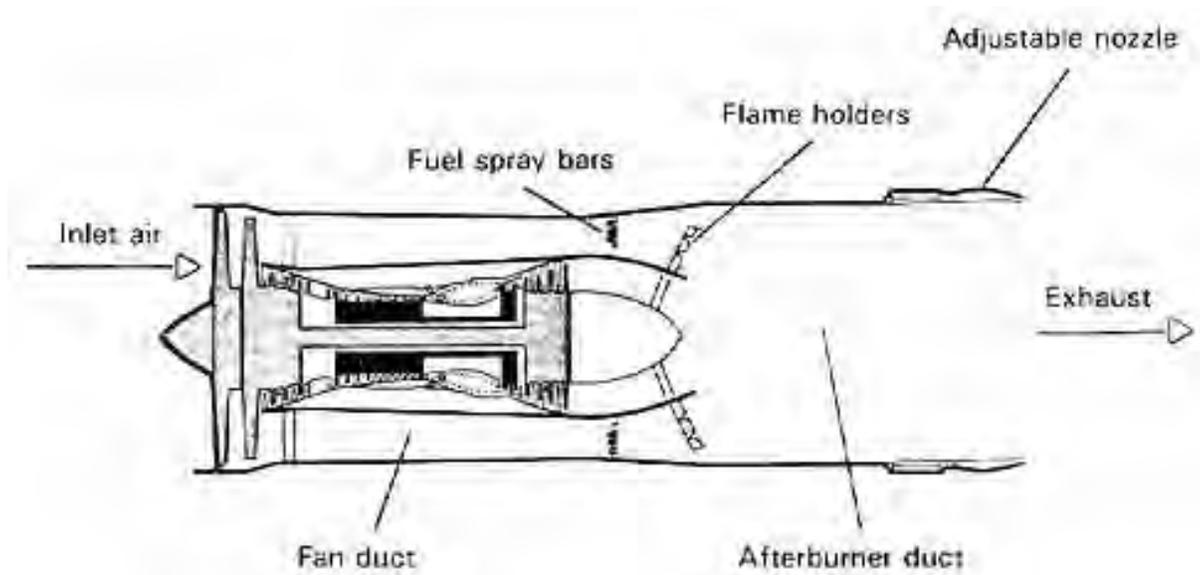
- **VELOCITÀ D'USCITA MOLTO ALTA**

⇒ UNICO MEZZO PER ALTE V_0

- η_p MOLTO BASSO PER BASSE V_0 (AL PIÙ, UTILIZZABILE AL DECOLLO/SALITA)

- $\dot{m} = \Gamma \frac{p_7 A_t}{\sqrt{RT_7}} \Rightarrow$ UGELLO AD AREA VARIABILE

8.9 TURBOFAN CON POSTBRUCIATORE



- INCREMENTO SPINTA FINO AL 70%

8.10 RENDIMENTO TERMODINAMICO

$$\eta_{th} = \frac{(Q_{e1} + Q_{e2}) - (Q_{u1} + Q_{u2})}{Q_{e1} + Q_{e2}} =$$

$$= \eta_{th,1} \frac{Q_{e1}}{Q_{e1} + Q_{e2}} + \eta_{th,2} \frac{Q_{e2}}{Q_{e1} + Q_{e2}}$$

$$\eta_{th,2} < \eta_{th,1} \quad \text{poiché} \quad \eta_{th} = 1 - \frac{1}{\beta^{(\gamma-1)/\gamma}} \quad \text{e} \quad \beta_2 < \beta_1 \rightarrow$$

$$\rightarrow \eta_{th} < \eta_{th,1}$$

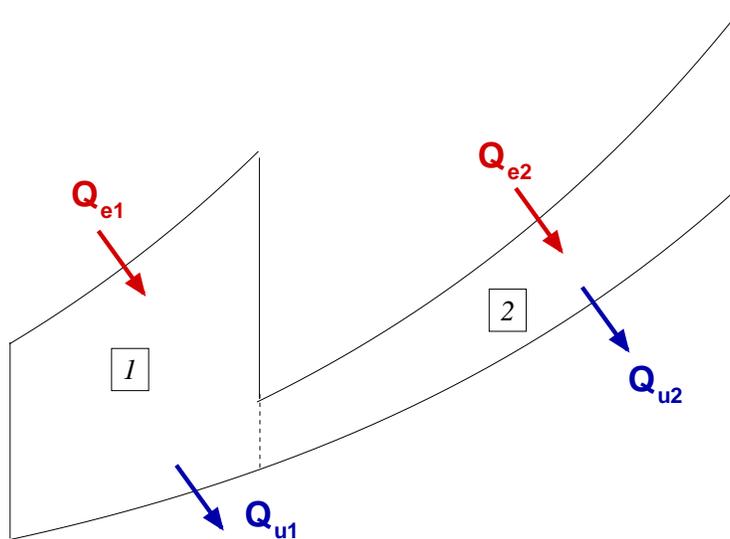


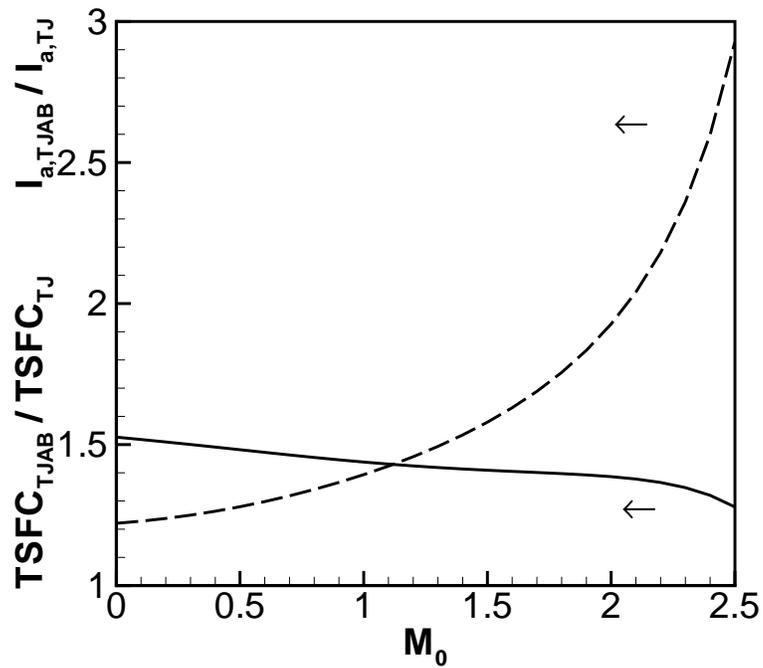
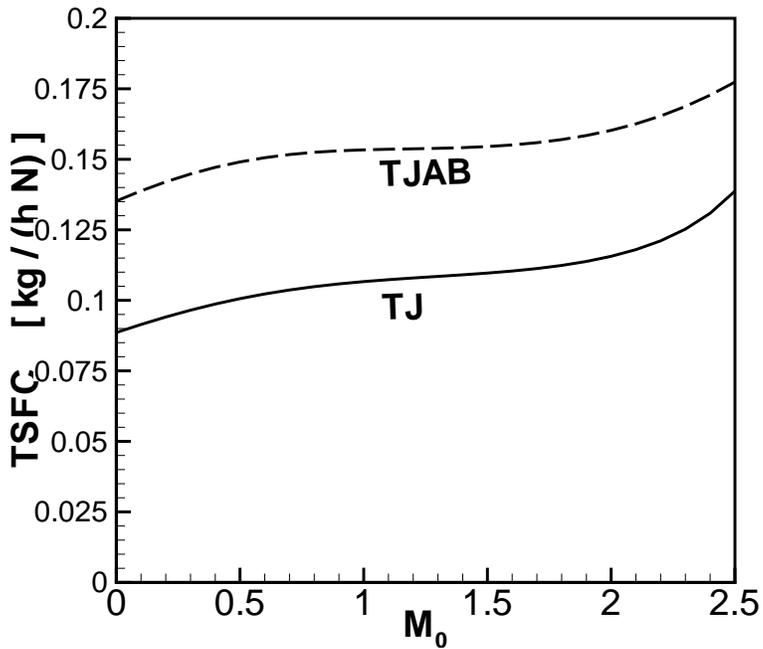
Figure 2: Ciclo ideale del turbogetto con postcombustore.

8.11 PRESTAZIONI

● SOTTO L'APPROSSIMAZIONE $f_{tot} \ll 1$

Rendimento termodin.	$\eta_{th} \simeq \frac{u_e^2 - V_0^2}{2 f_{tot} Q_f}$
Rendimento propulsivo	$\eta_p \simeq \frac{2\nu}{1 + \nu}$
Rendimento globale	$\eta_o \simeq \frac{(u_e - V_0) V_0}{f_{tot} Q_f}$
Spinta specifica	$I_a \simeq u_e - V_0$
Consumo specifico	$TSFC \simeq \frac{f_{tot}}{u_e - V_0} = \frac{f_{tot}}{I_a}$

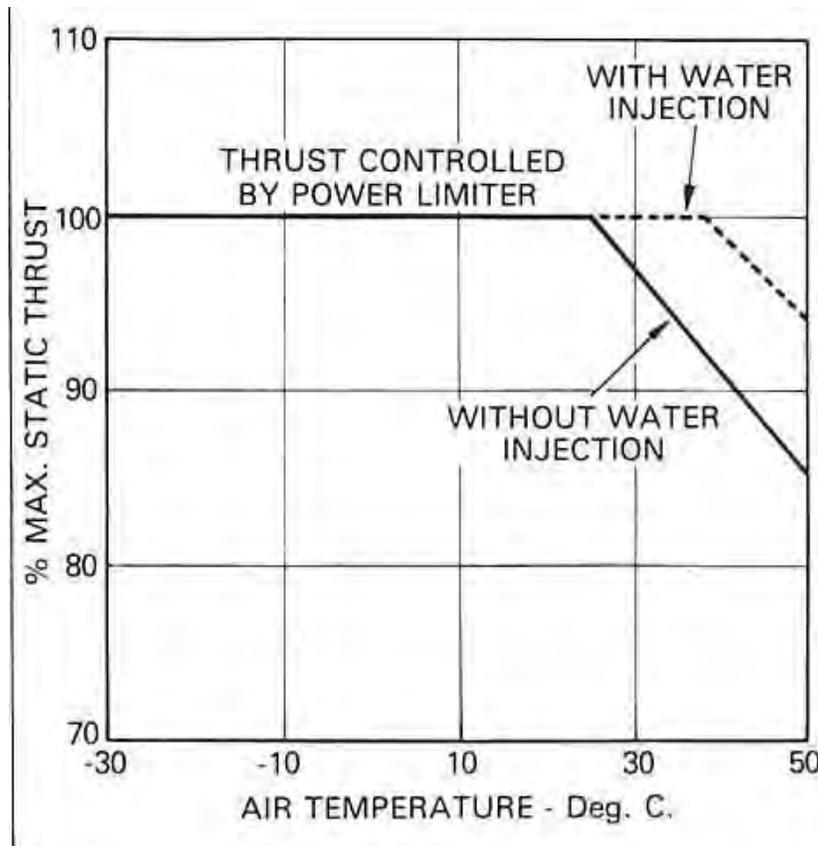
8.12 CONFRONTO PRESTAZIONI CON POSTBRUCIATORE SPENTO/ACCESO



8.13 ESERCIZIO: CONFRONTO TURBOGETTO SEMPLICE/POSTBRUCIATORE

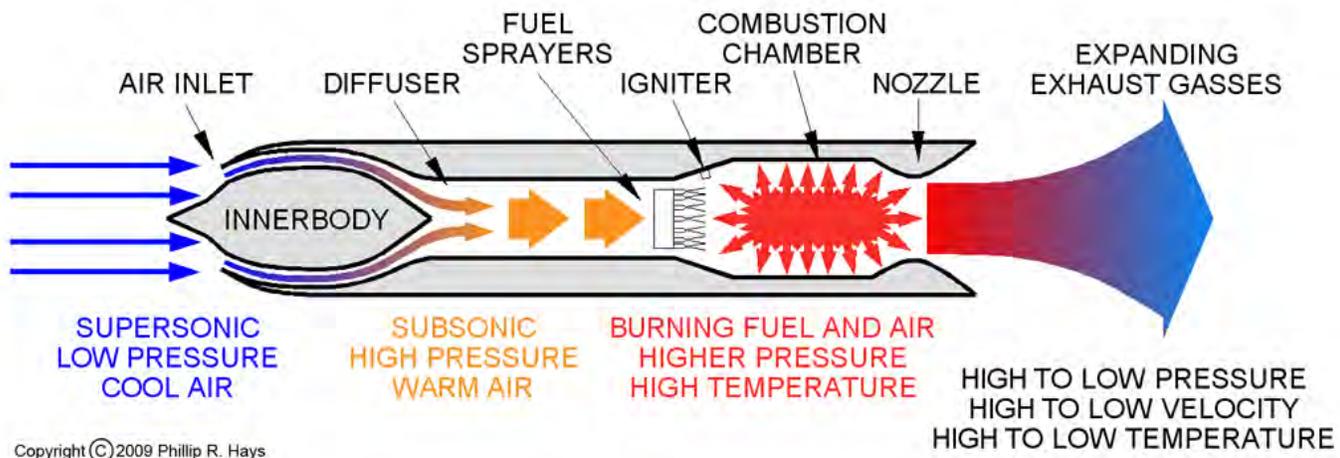
- $M_0 = 2$, $T_a = 216.7$ K, $p_a = 22.7$ kPa, $\beta_c = 10$,
 $T_4 = 1400$ K, $\varepsilon_d = 0.85$, $\eta_c = 0.89$, $\eta_b = 0.99$, ε_b
 $= 0.94$, $\eta_t = 0.91$, $\eta_n = 0.97$, $\eta_{mc} = \eta_{mt} = 0.98$,
 $\gamma = 1.4$, $c_p = 1005$ J/(kg K), $Q_f = 43$ MJ/kg
- POSTBRUCIATORE: $T_7 = 2000$ K, $\eta_{b2} = 0.80$,
 $\varepsilon_{b2} = 0.90$
- UGELLO ADATTATO
- DETERMINARE, PER TJ SEMPLICE: τ , τ_c ,
 V_0 ; T_2 , p_2 , p_3 , T_3 , f_1 , p_4 , T_5 , p_5 , u_e , η_{th} , η_p , η_o ,
 I_a , $TSFC$
- DETERMINARE, PER TJ CON AB: f_2 , f_{tot} ,
 p_7 , u_e , η_{th} , η_p , η_o , I_a , $TSFC$
- CALCOLARE $I_{a,AB}/I_{a,TJ}$, $TSFC_{AB}/TSFC_{TJ}$,
 $A_{t,AB}/A_{t,TJ}$
- IDENTIFICARE I PUNTI a, 2, 3, 4, 5, 7, 9
DEL TURBOGETTO CON POSTBRUCIATORE
SUL PIANO $T-s$

8.14 INIEZIONE DI ACQUA



- INIEZIONE D'ACQUA PER AUMENTARE \dot{m}
- IN PRESA D'ARIA O CAMERA DI COMBUST.
- EVENTUALE AGGIUNTA METANOLO CH_4O

9.1 STATOREATTORE o AUTOREATTORE (RJ)



- PRESA D'ARIA RALLENTA A $M_2 \simeq 0,2 \div 0,3$ PER LIMITARE Δp
- PER $M < 2$ POCO EFFICIENTE PER BASSO $\beta_o = \beta_d$
- PER $M_0 > 6 \rightarrow$ DISSOCIAZIONE, $T_3 \sim T_4$
- $F = 0$ A PUNTO FISSO
- MAGGIORE F/w , $F/A_{frontale}$ RISPETTO A TJ
- $T_4 \equiv T_7$ PIÙ ALTA
- IMPIEGO FINORA SOLO MILITARE (*BOOST CON RAZZI*)

9.2 CICLO IDEALE

- **PRESA D'ARIA:**

$$T_2 = T_a \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2\right); \quad p_2 = p_a \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

- **CAMERA DI COMBUSTIONE ($T_3 = T_2$, $p_3 = p_2$):**

$$T_4 \text{ ASSEGNATA, } p_4 = p_3, \quad f = c_p (T_4 - T_3) / Q_f$$

- **UGELLO (ADATTATO) ($T_7 = T_4$, $p_7 = p_4$):**

$$p_9 = p_a, \quad T_9 = T_4 (p_a / p_4)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = T_4 / \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2\right),$$

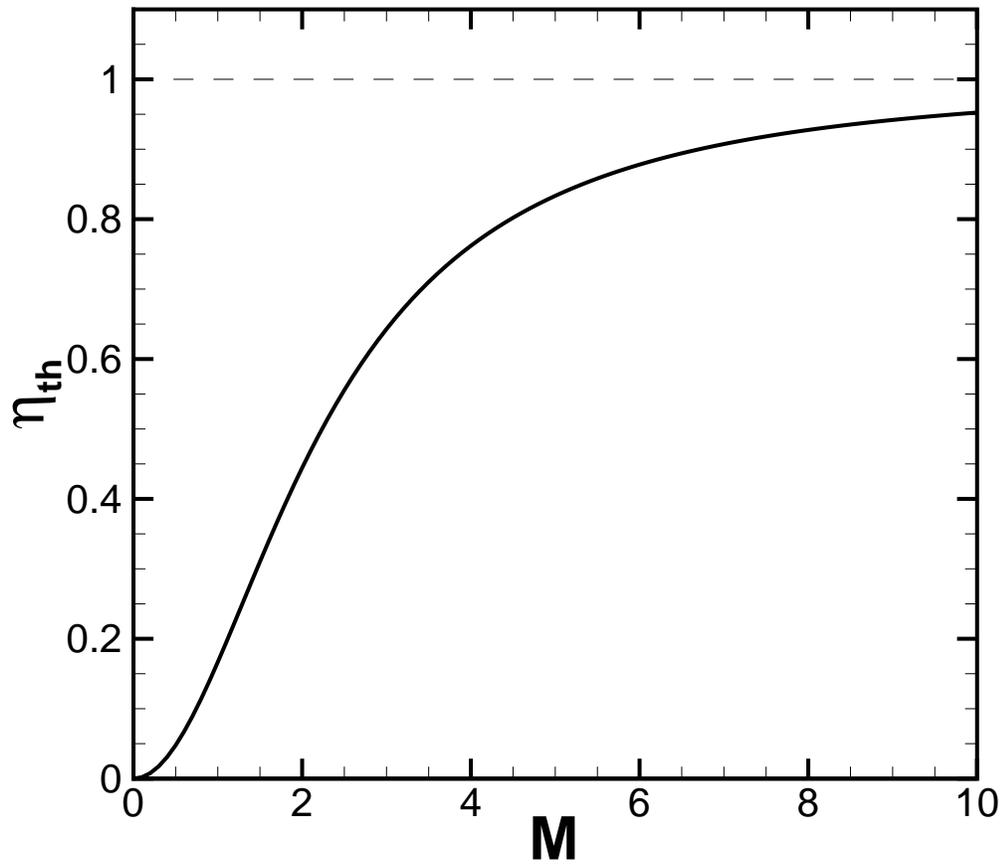
$$p_2 = p_a \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = p_7 = p_9 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_e^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\rightarrow \boxed{M_e = M_0}$$

- **RAPPORTO DI COMPRESSIONE:**

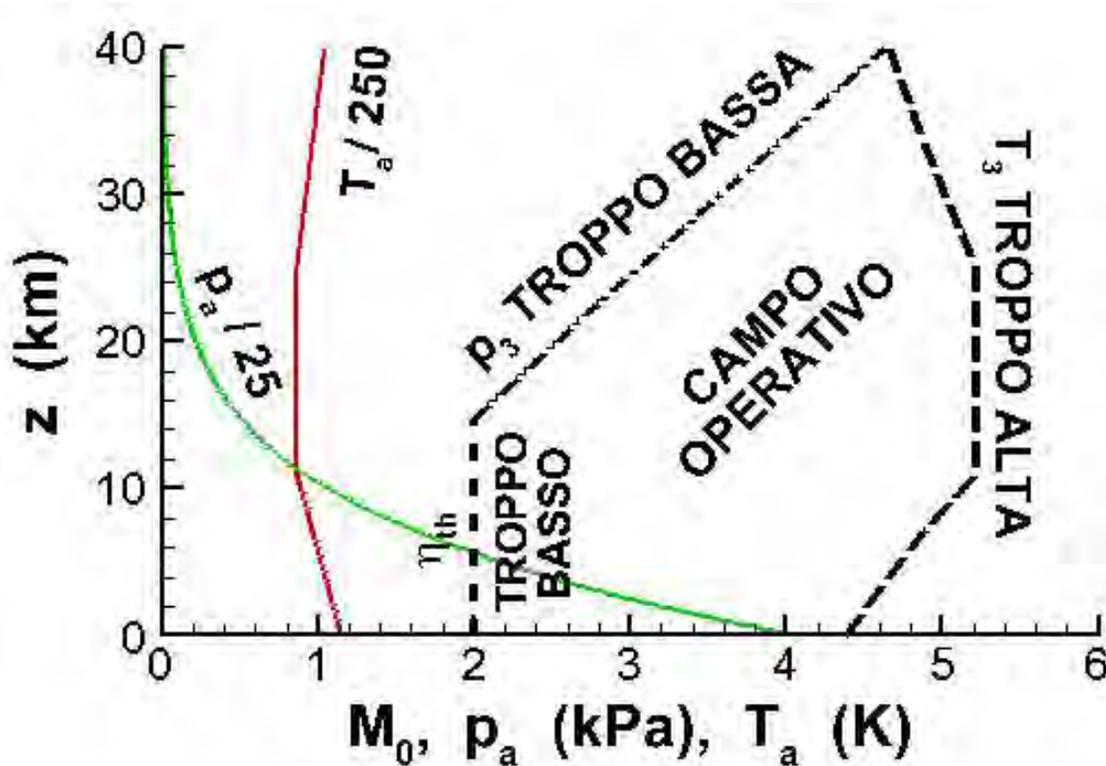
$$\beta_o = \beta_d = \frac{p_2}{p_a} \simeq \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

9.3 CICLO IDEALE RENDIMENTO TERMODINAMICO



9.4 LIMITI DI FUNZIONAMENTO

- STATOREATTORE A COMBUSTIONE SUBSONICA:

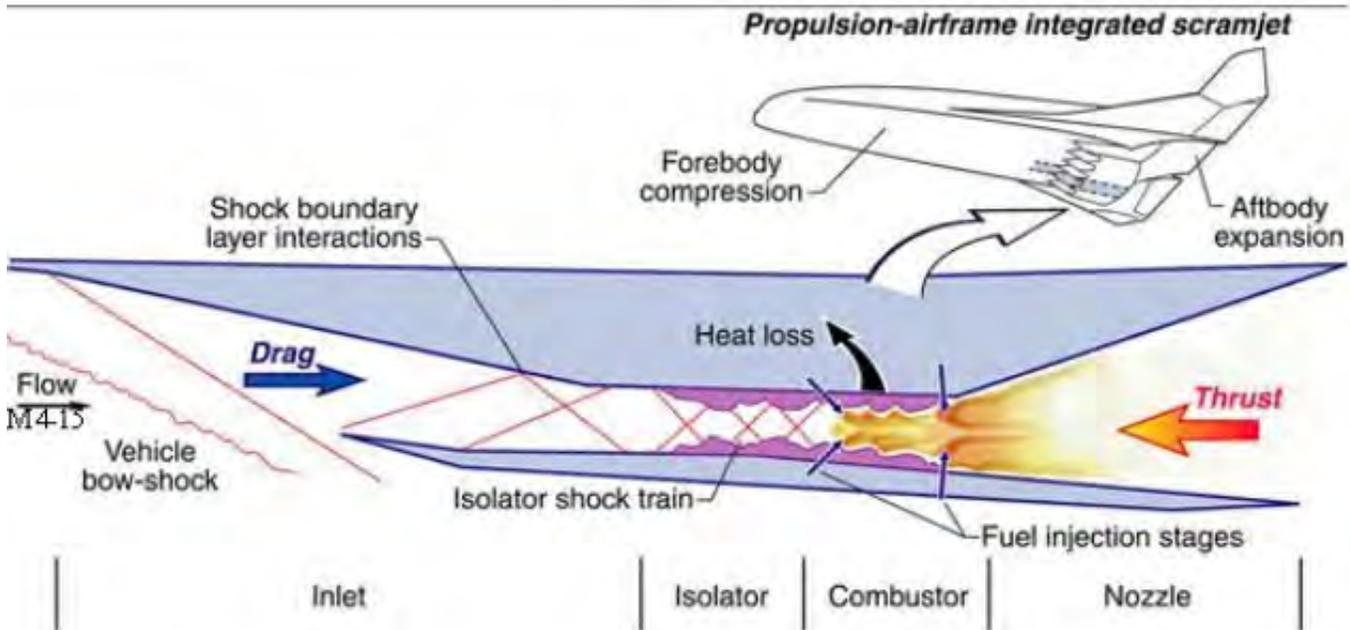


- PER SUPERARE IL LIMITE SU $T_{max} \Rightarrow$ STATOREATTORE A COMBUSTIONE SUPERSONICA (SCRAMJET)

9.5 SCRAMJET (SCRJ) SUPERSONIC COMBUSTION RAMJET

$$h_{03} = h_{0a} \rightarrow T_3 = T_a \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_3^2}$$

- DOVE AD ESEMPIO $M_0 = 1.5 \rightarrow T_3 \ll T_{0a}$



9.6 SCRAMJET: PROBLEMI

- **BREVISSIMO TEMPO COMBUSTIONE:**
 - **COMBUSTIBILE: IDROGENO (LH)**
 - $\rho_{LH}=70 \text{ kg/m}^3$ CONTRO $\rho_{cherosene}=800 \text{ kg/m}^3$
 - **SERBATOI VOLUMINOSI, INGOMBRANTI (RESIST. AERODINAM.), ISOLAM. TERMICO**
- **RISCALDAMENTO AERODINAMICO VELIVOLO:**
$$T_{superficiale} = T_0 = T_a \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2\right)$$
 - **RAFFREDDAMENTO MEDIANTE LH**
- **FORMAZIONE ONDE D'URTO PER INIEZIONE COMBUSTIBILE → CADUTA p_0 → RIDUZ. Δh_n**

9.7 SCRAMJET: u_e E PERDITA DI p_0

● UGELLO: ENTALPIA *TOTALE* COSTANTE

$$h_{07} = h_{09} \quad \rightarrow \quad h_7 + \frac{u_7^2}{2} = h_9 + \frac{u_9^2}{2} \quad (320)$$

● TERMINE u_7^2 *NON* TRASCURABILE

$$\frac{u_9^2}{2} = h_{07} - h_9 = \Delta h_n \quad (321)$$

● Δh_n DA *TOTALE* (sez. 7) A *STATICA* (sez. 9)

$$\Delta h_n = \eta_n \Delta h_n' \quad (322)$$

$$\Delta h_n' = c_p (T_{07} - T_9') = c_p T_{07} \left(1 - \frac{T_9'}{T_{07}} \right)$$

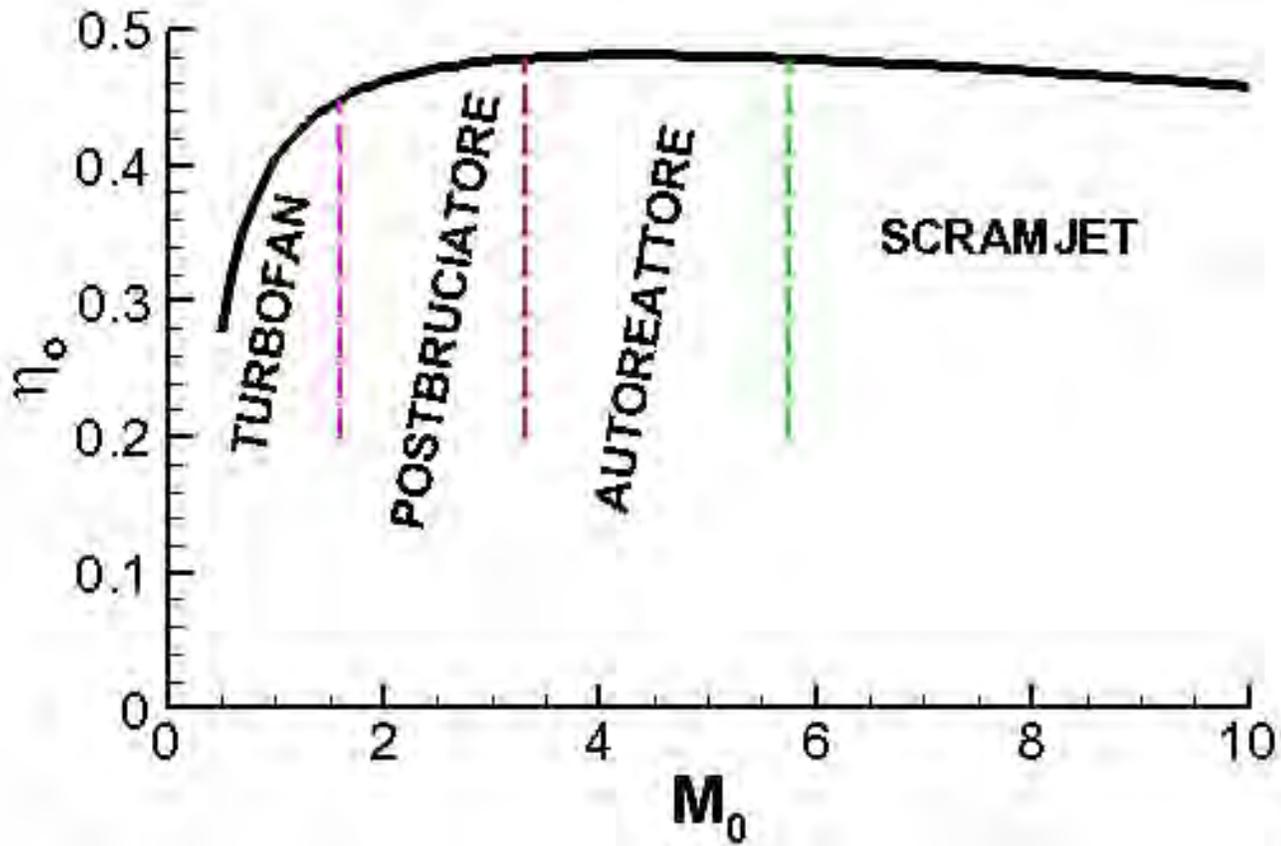
$$= c_p T_{07} \left[1 - \left(\frac{p_9'}{p_{07}} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right] \quad (323)$$

$$\rightarrow u_e = u_9 = \sqrt{2 \eta_n c_p T_{07} \left[1 - \left(\frac{p_9'}{p_{07}} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right]} \quad (324)$$

9.8 SCRAMJET: (IM)POSSIBILI SVILUPPI

- PROPULSORE TRANSATMOSFERICO PER INIEZIONE IN ORBITA (FINO A $M_0=7?$, $12?$, $25?$)
- PROPULSIONE FASE FINALE A RAZZO
- LACE (*LIQUID AIR COLLECTION ENGINE*)
- ACES (*AIR COLLECTION and ENRICHMENT SYSTEM*)
- RICHIEDONO (PESANTI) SCAMBIATORI DI CALORE

9.9 CAMPO DI IMPIEGO DEI MOTORI AERONAUTICI



10.1 PRESA D'ARIA o PRESA DINAMICA, o DIFFUSORE

- **OBIETTIVI:**

- RALLENTARE IL FLUSSO FINO A
 $M_2 = 0.4 \div 0.5$ ($\simeq 150$ m/s)
- AUMENTARE LA PRESSIONE

- **CERCANDO DI CONSEGUIRE:**

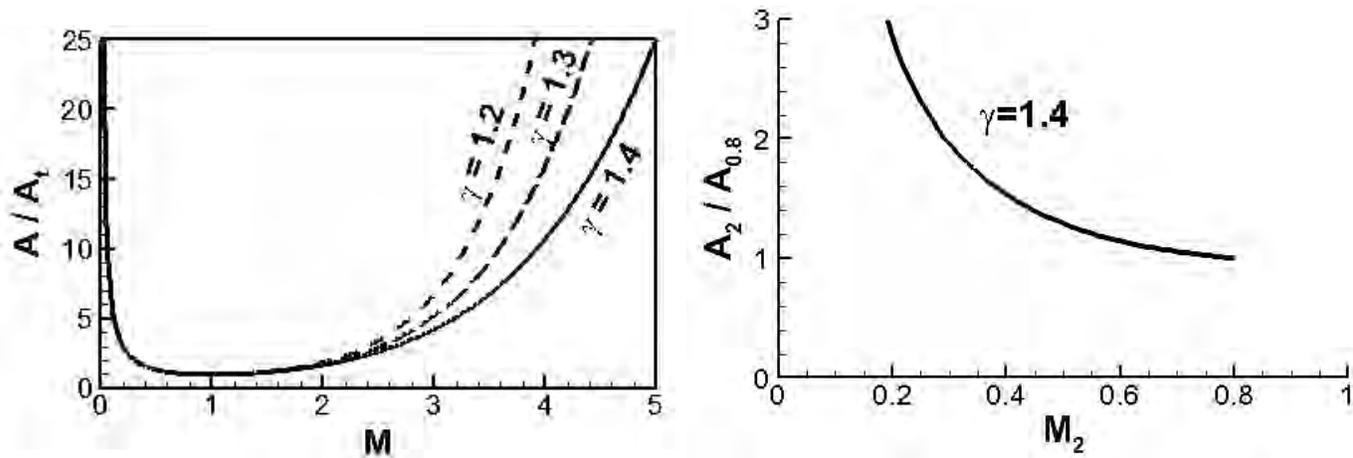
- FLUSSO UNIFORME AD INGRESSO COMPRES.
- MINIMO Δp_0 (ALTO ε_d, η_d)
- MINIMA RESISTENZA ESTERNA
- MINIMO PESO (LUNGHEZZA)

- **DISTINZIONE:**

1. PRESA DINAMICA SUBSONICA
2. PRESA DINAMICA SUPERSONICA

10.2 PRESA DINAMICA SUBSONICA

● RELAZIONE AREA– M PER FLUSSO ISENTROP.



→ CONDOTTO DIVERGENTE

● PERDITE PER ATTRITO $\Delta p \propto M^2 L_{presa}$

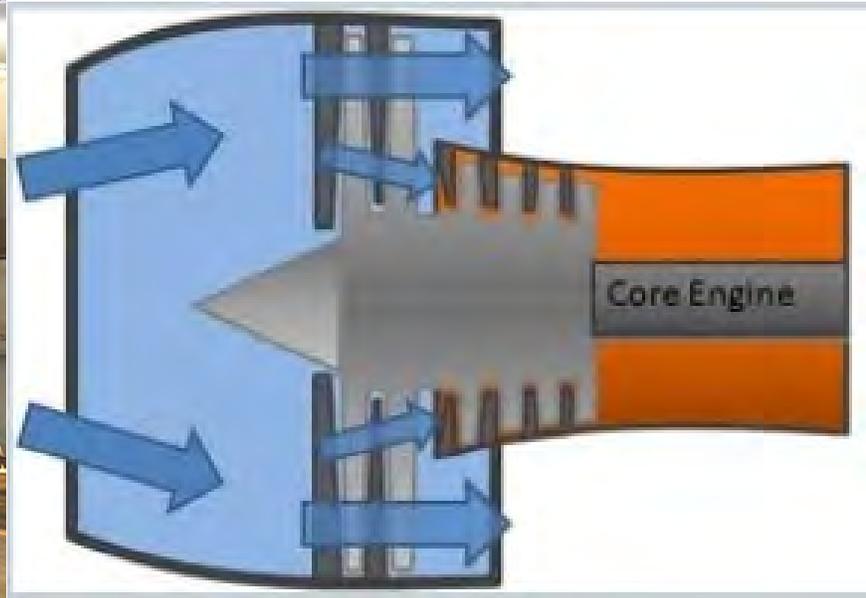
● EVITARE SEPARAZIONE (PER grad p AVVERSO)

→ ANGOLO SEMIAPERTURA $\alpha < 10^\circ$
 GENERALMENTE $5^\circ < \alpha < 7^\circ$

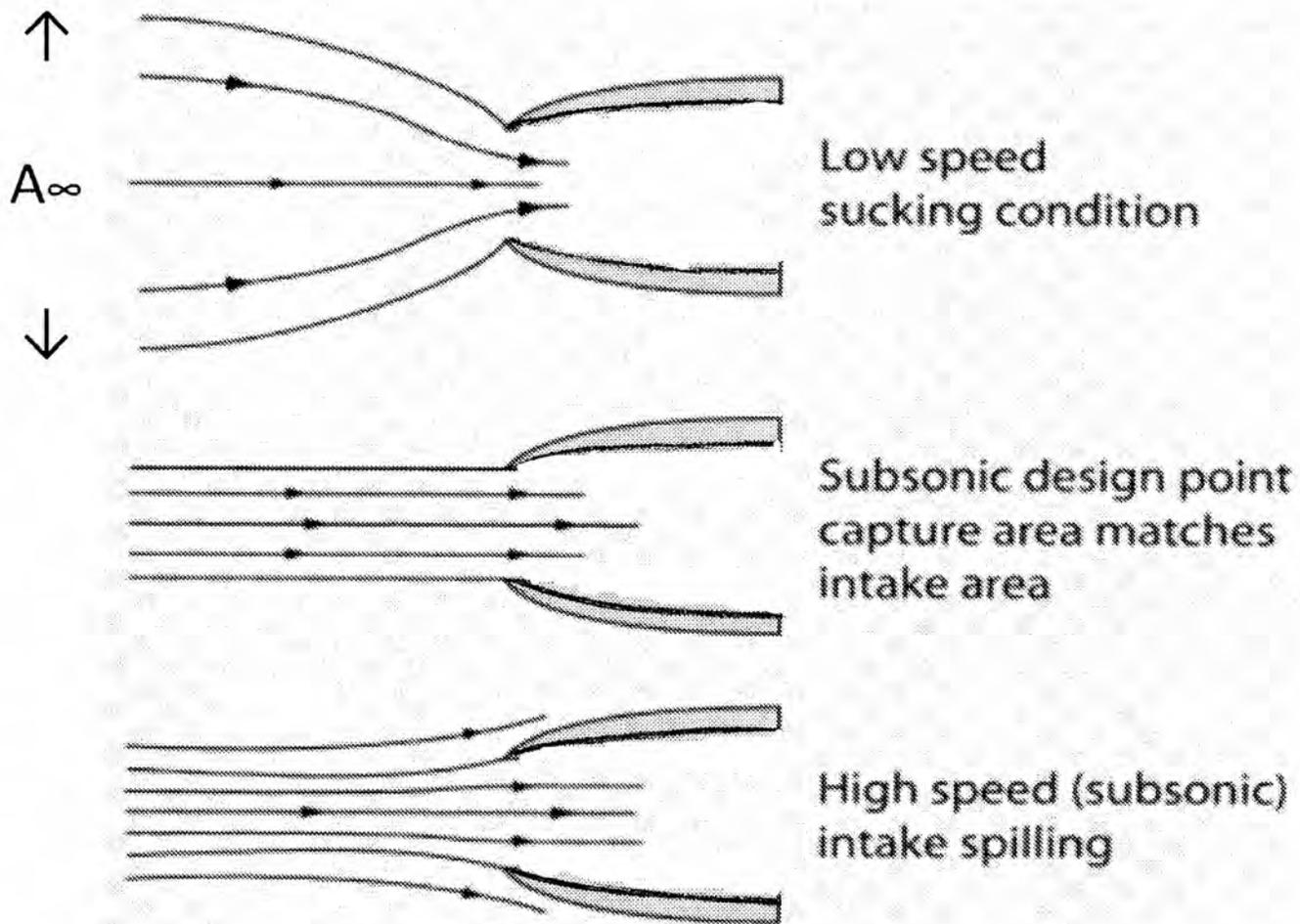
● α BASSO → PRESA LUNGA (PESO, ATTRITO)

● α ALTO → PRESA CORTA, MA RISCHIO SEPARAZIONE

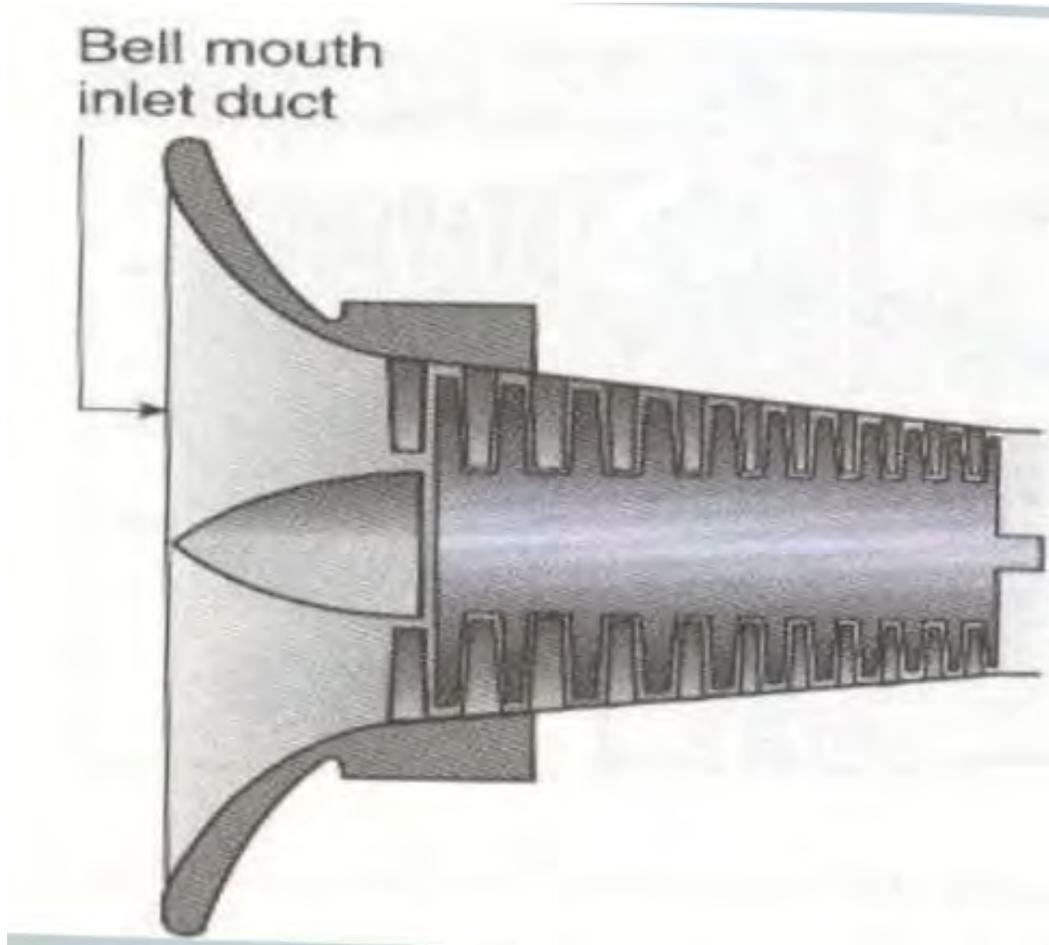
10.3 PRESA DINAMICA SUBSONICA TURBOFAN



10.5 PRESA DINAMICA SUBSONICA COMPORTAMENTO AL VARIARE DI M_0

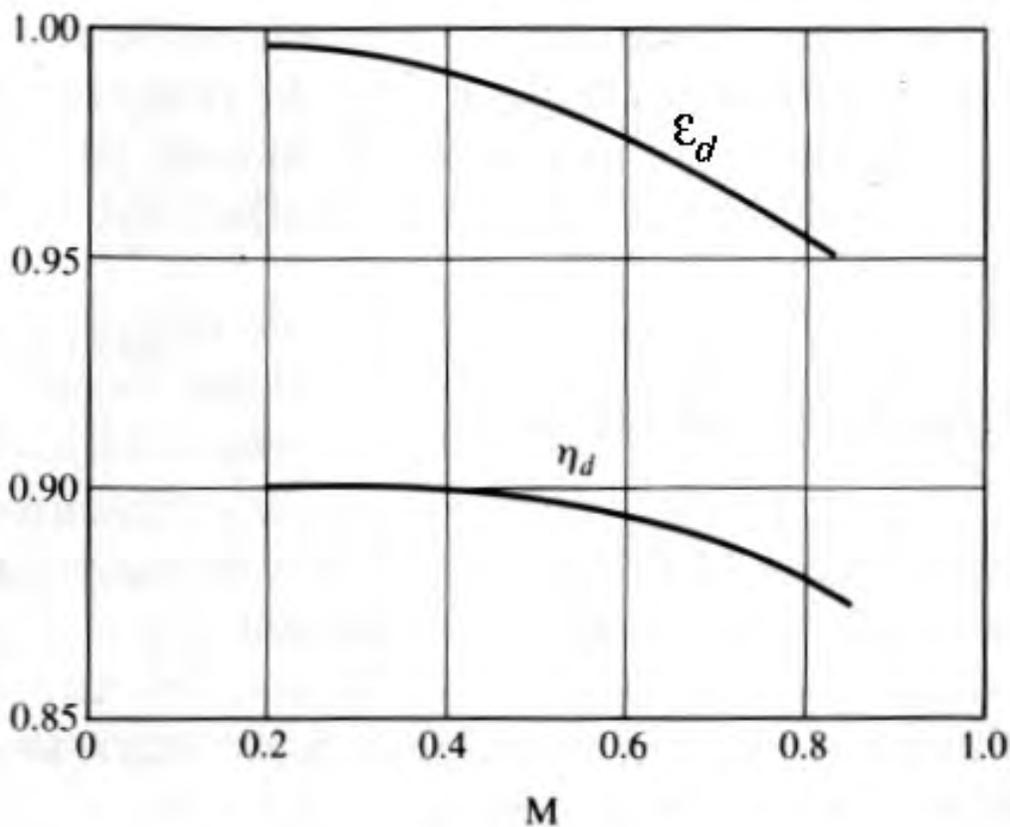


10.6 PRESA DINAMICA SUBSONICA TURBOALBERO



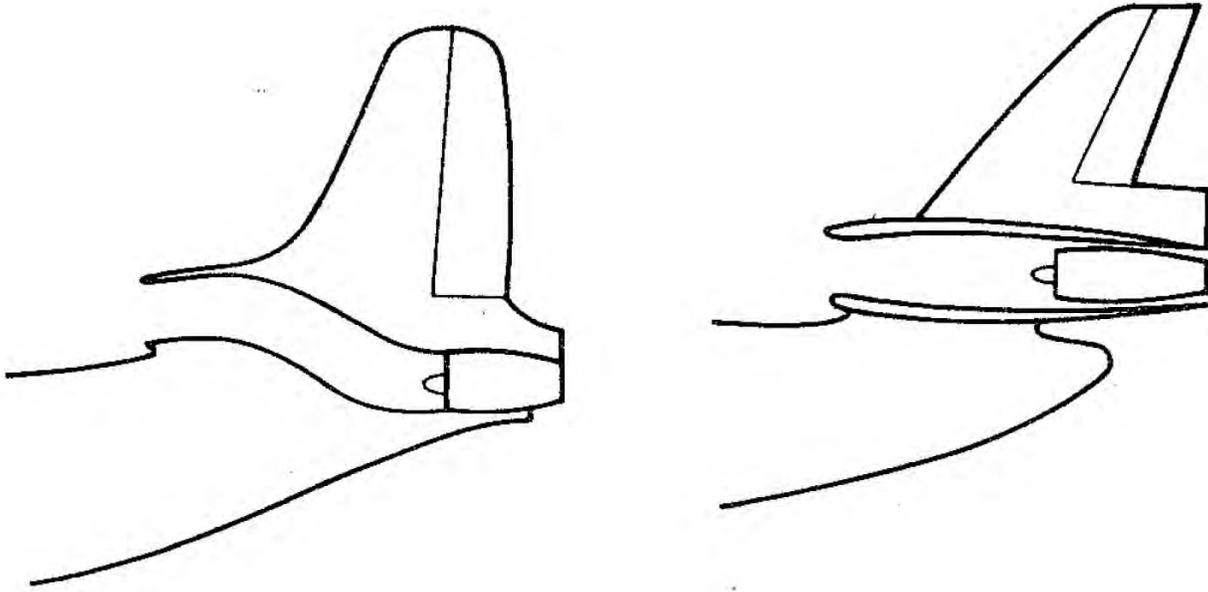
10.7 PRESA DINAMICA SUBSONICA: ε_d , η_d

- RAPPORTO DI PRESSIONI TOTALI $\varepsilon_d = \frac{p_{02}}{p_{0a}}$
- RENDIMENTO ADIABATICO $\eta_d = \frac{T_2'' - T_a}{T_2' - T_a}$



- ENTRAMBI DIMINUISCONO CON M_0

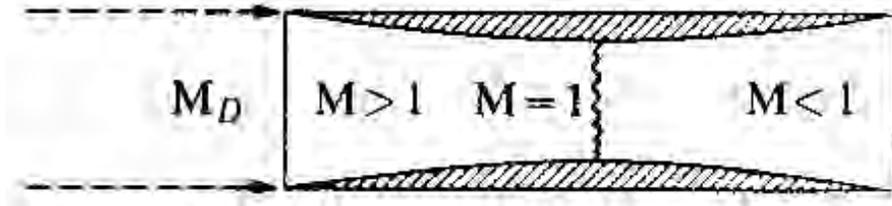
10.8 PRESA DINAMICA SUBSONICA MOTORE IN CODA



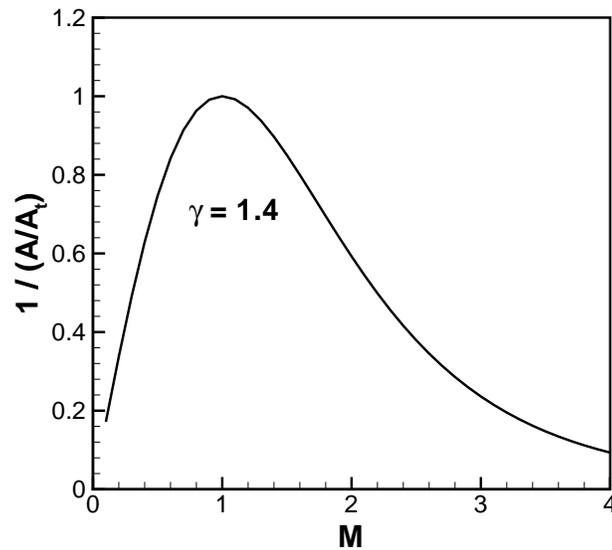
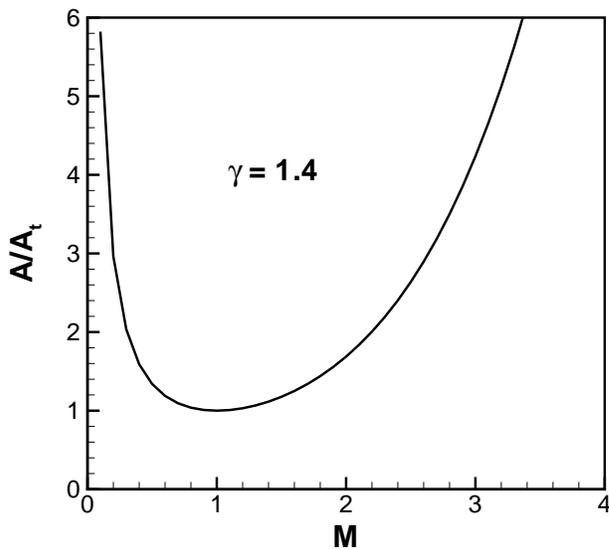
10.9 PRESA DINAMICA SUPERSONICA

- 1. PRESA CONVERGENTE–DIVERGENTE**
 - 2. PRESA AD ONDA D'URTO NORMALE (Pitot)**
 - 3. PRESA AD ONDE D'URTO OBLIQUE A COMPRESSIONE ESTERNA**
- NECESSARIAMENTE OCCORRE ADOTTARE PRESE CON URTI**

10.10 PRESA CONVERGENTE-DIVERGENTE



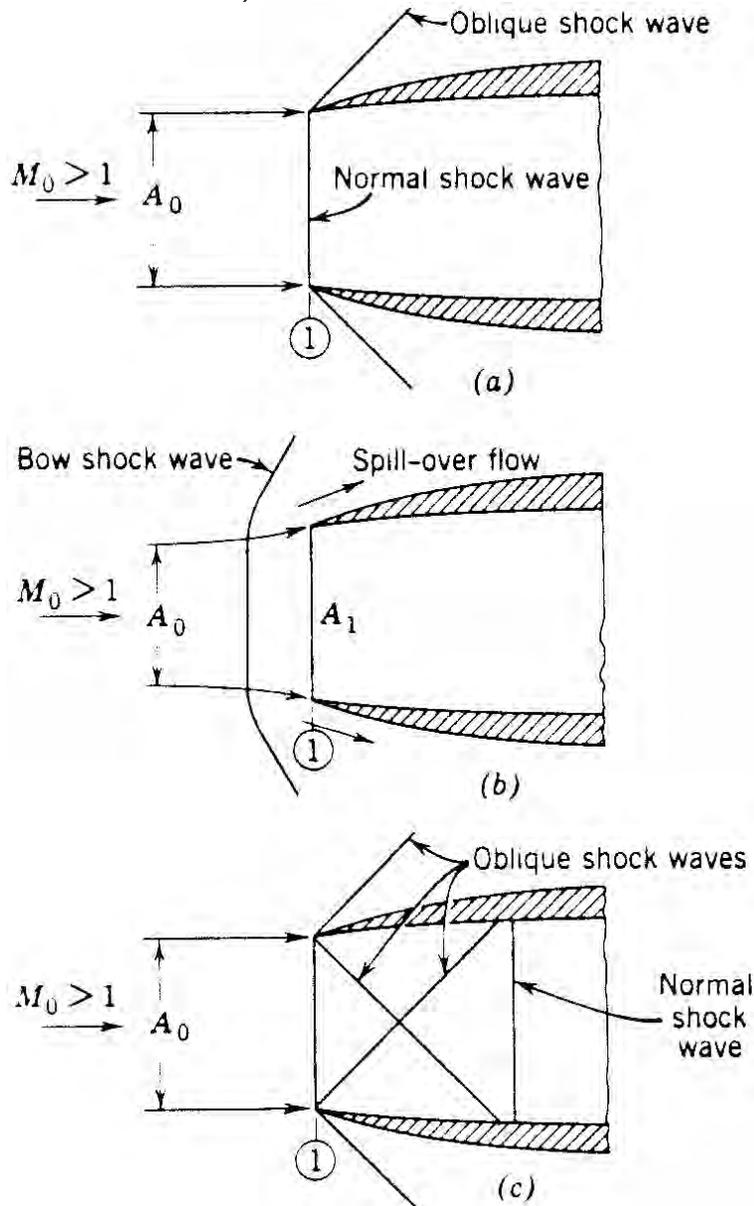
- RELAZIONE AREA – NUMERO DI MACH (PER FLUSSO ISENTROPICO)



- PUÒ FUNZIONARE SOLO A M_0 DI PROGETTO
- *OVERSPEEDING*

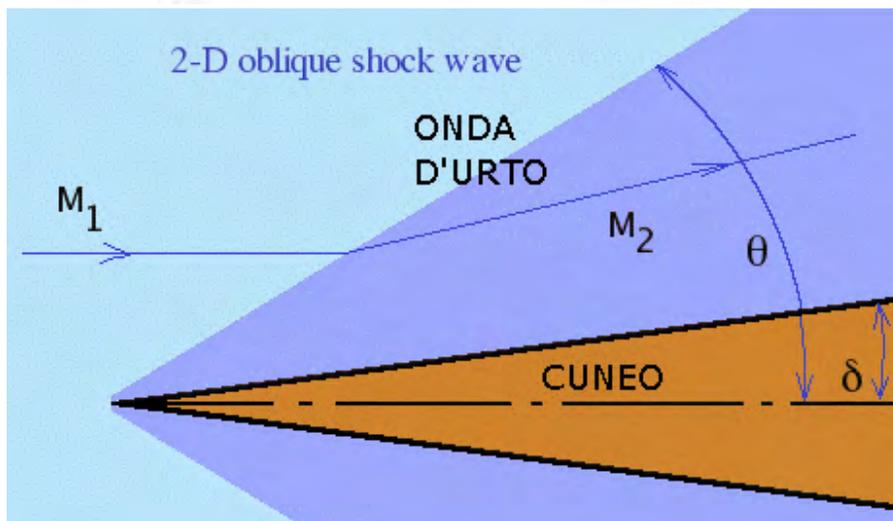
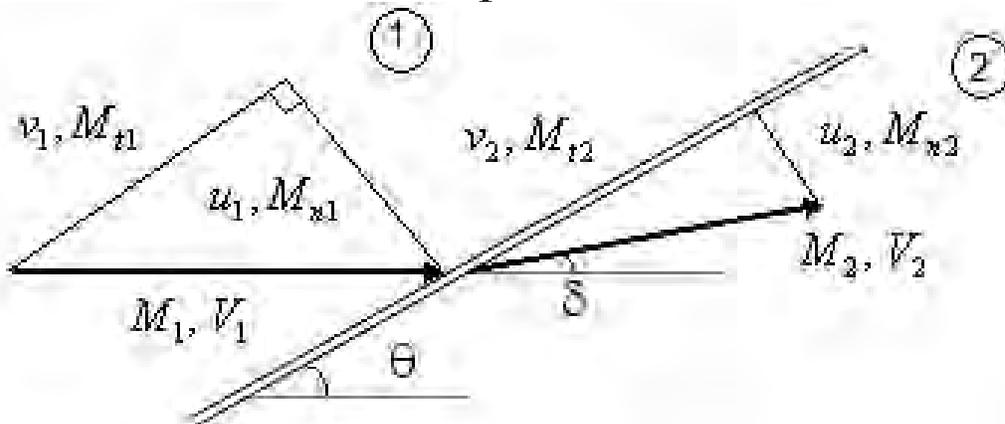
10.11 PRESA DINAMICA SUPERSONICA AD ONDA D'URTO NORMALE

- PERDITE AUMENTANO FORTEMENTE CON $M_0 \rightarrow \text{MAX} \simeq 1,6$

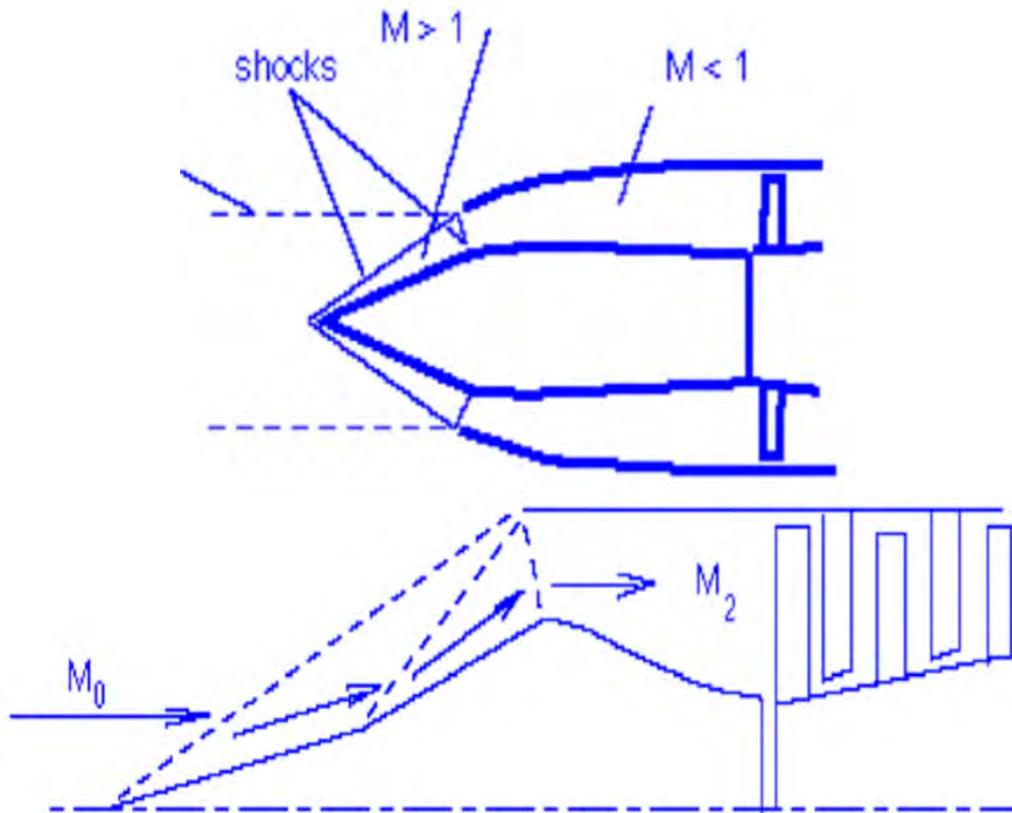


10.12 ONDE D'URTO OBLIQUE

- URTO NORMALE CON SOVRAPPOSIZ. COMPONENTE VELOCITÀ PARALLELA A URTO
 - DEVIAZIONE DIREZIONE VELOCITÀ
 - M_2 A VALLE URTO IN GENERE ANCORA > 1
- MINORE CADUTA p ATTRAVERSO URTO



10.13 PRESA DINAMICA SUPERSONICA AD ONDE D'URTO OBLIQUE MULTIPLE A COMPRESSIONE ESTERNA



- PER RENDIMENTO OTTIMALE, ONDE D'URTO DEVONO CONVERGERE SU LABBRA PRESA
- AL VARIARE DI M_0 :
 - SPINA MOBILE (PRESE ASSIALSIMMETRICHE)
 - CUNEO MOBILE (PRESE RETTANGOLARI)

10.14 PRESA DINAMICA SUPERSONICA ASSIALSIMMETRICA E RETTANGOLARE



- ASSIALSIMMETRICA MIGLIOR RENDIMENTO
- RETTANGOLARE MIGLIOR COMPORTAMENTO PER INCIDENZA E IMBARDATA

10.15 PRESA DINAMICA SUPERSONICA AD ONDE D'URTO OBLIQUE A COMPRESSIONE ESTERNA

- ε_d PRESA SUPERSONICA MIGLIORA ALL'AUMENTARE DEL NUMERO DI URTI n , MA...
- ...AUMENTANO PERDITE PARTE SUBSONICA

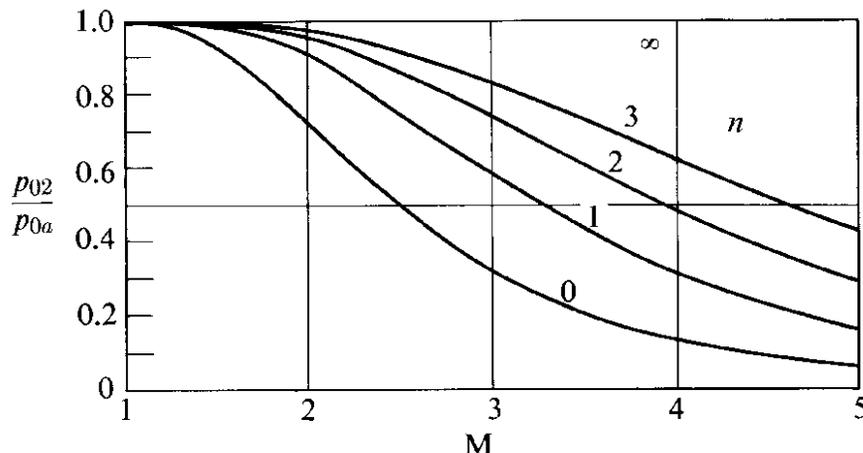
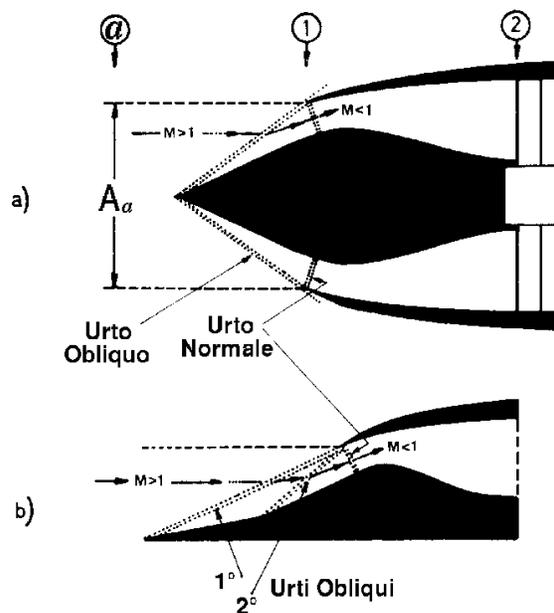
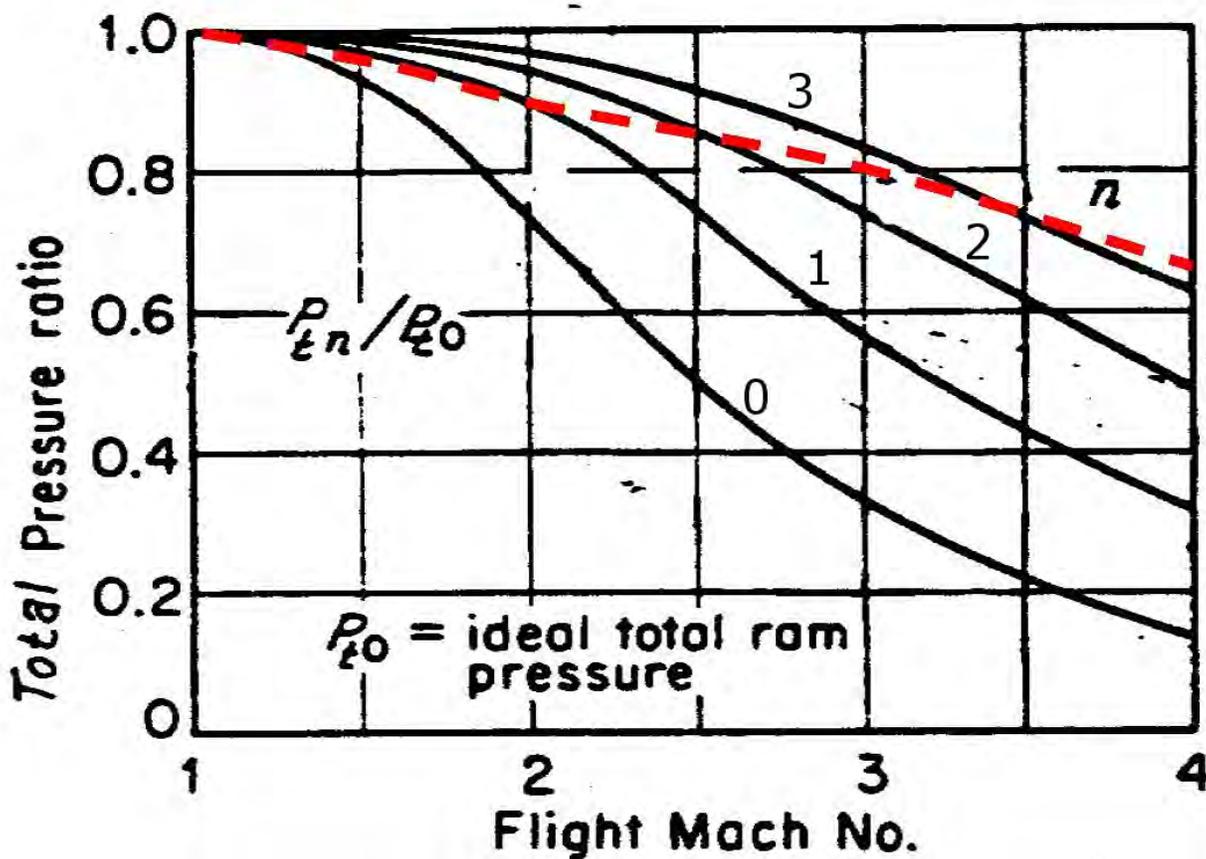


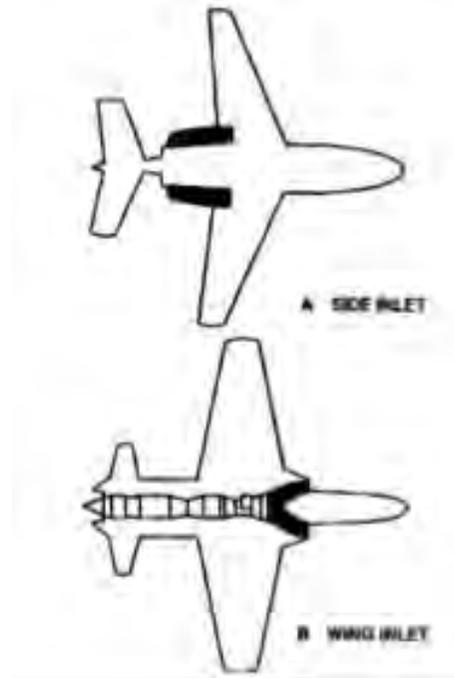
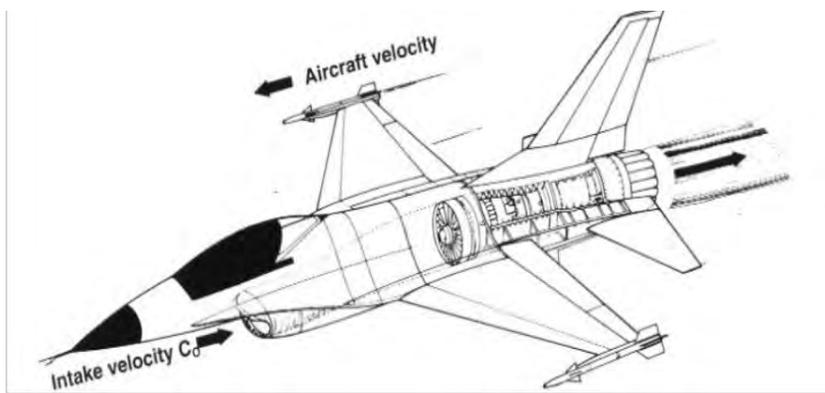
Figure 3: (SOLO PERDITA ATTRAVERSO GLI URTI: n OBLIQUI + 1 normale).

10.16 PRESA DINAMICA SUPERSONICA AD ONDE D'URTO OBLIQUE: NUMERO OTTIMALE DI URTI

- OTTIMO: $n = 1$ FINO A $M_0 = 2$, $n = 2$ PER $2 < M_0 < 2,5, \dots$



10.17 CONFIGURAZIONI PRESA SINGOLA/DIVISA



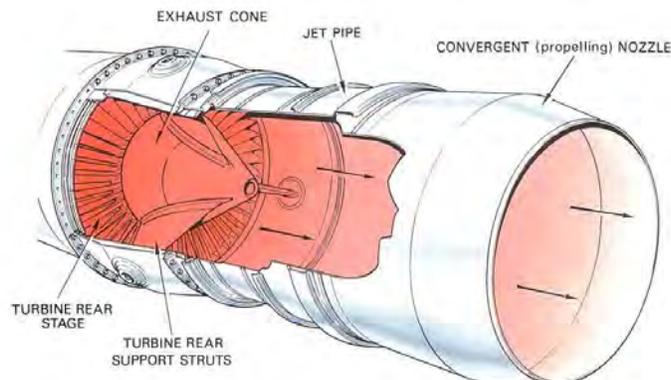
10.18 CONDOTTO INTERNO

- **PRIMI AVIOGETTI:
CONDOTTO SDOPPIATO (AI LATI ABITACOLO),
OPPURE PASSANTE SOTTO ABITACOLO**

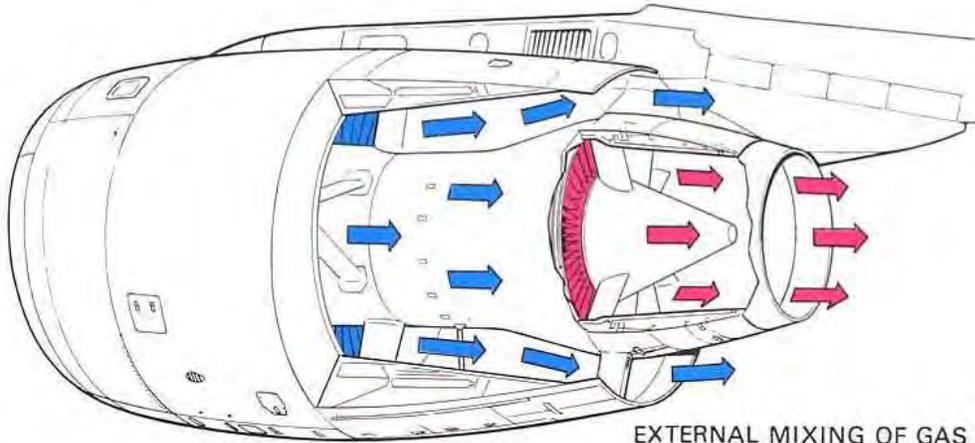


11.1 UGELLO

- **CONVERTE ENERGIA TERMICA IN MECCANICA**
- **CERCANDO DI CONSEGUIRE:**
 - MASSIMO RENDIMENTO (η_n)
 - MINIMO PESO (LUNGHEZZA)
 - MINIMA RESISTENZA ESTERNA
 - MINIMO RUMORE
- **IN GENERE CRITICO ($M_t = 1$), CON POSSIBILE ECCEZIONE UGELLI SECONDARI TF AL DECOLLO**
- **CONFIGURAZIONI:**
 - CONVERGENTE (TJ, TF, TP) $\rightarrow p_9 > p_a$
 \rightarrow LIEVE PERDITA F
 - AD AREA VARIABILE (AB)
 - CONVERGENTE-DIVERGENTE (ENDOREATTO)

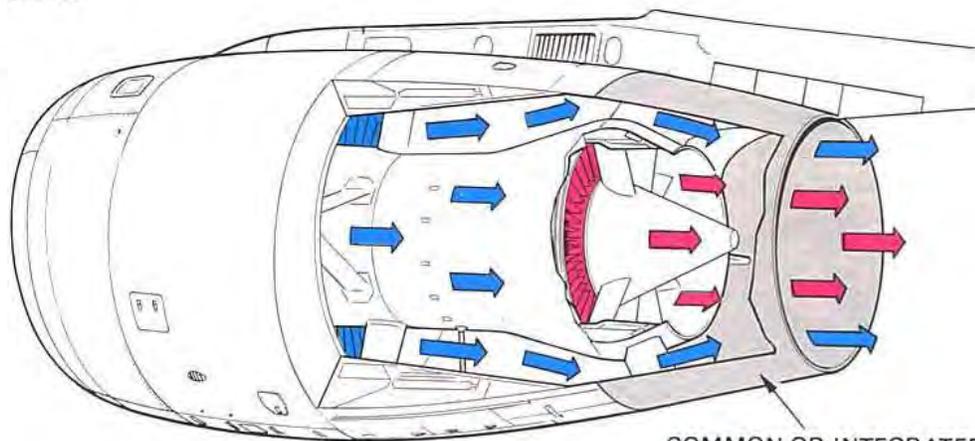


11.2 UGELLI TURBOFAN



EXTERNAL MIXING OF GAS STREAMS

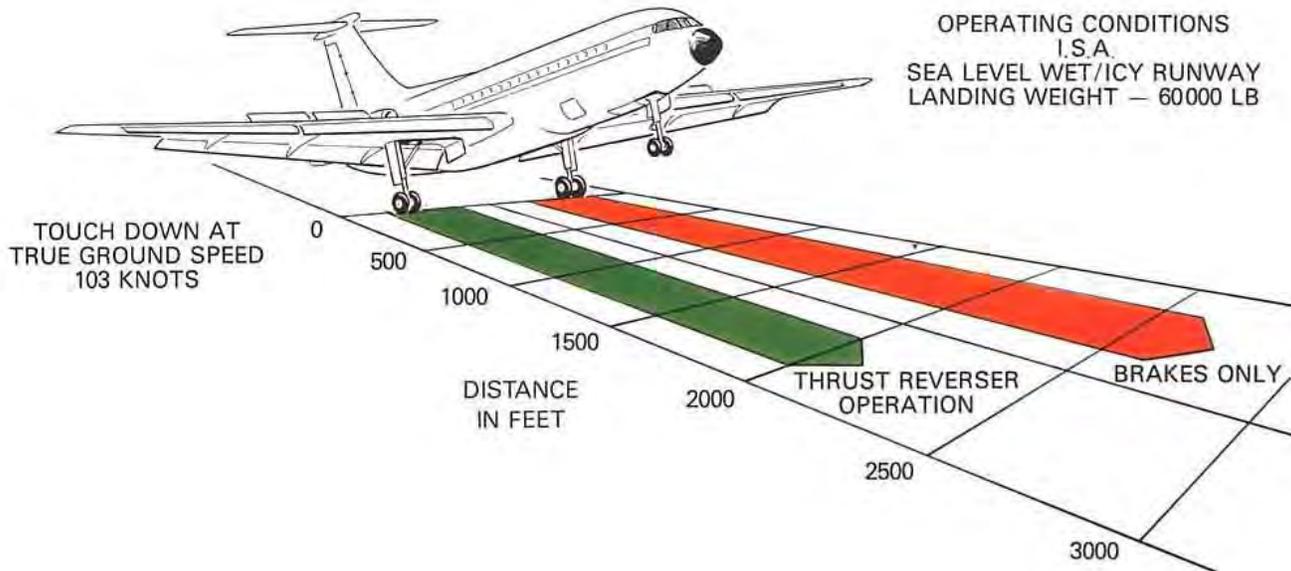
-  Cold by-pass (fan) airflow
-  Hot exhaust gases



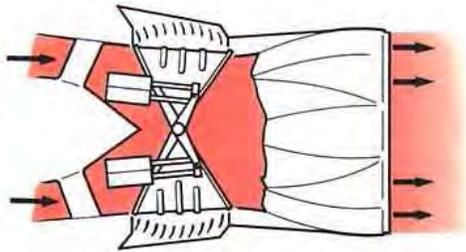
COMMON OR INTEGRATED EXHAUST NOZZLE

PARTIAL INTERNAL MIXING OF GAS STREAMS

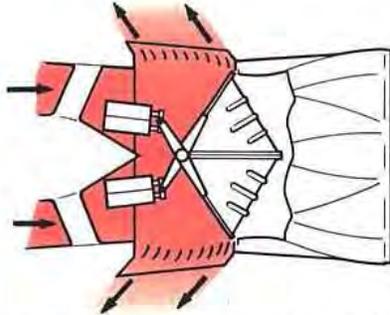
11.3 INVERSIONE DELLA SPINTA



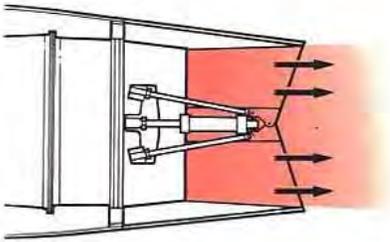
11.4 INVERSORI



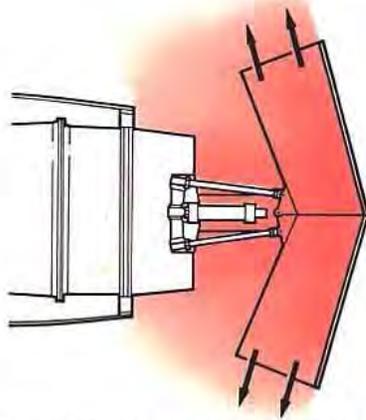
CLAMHELL DOORS IN FORWARD THRUST POSITION



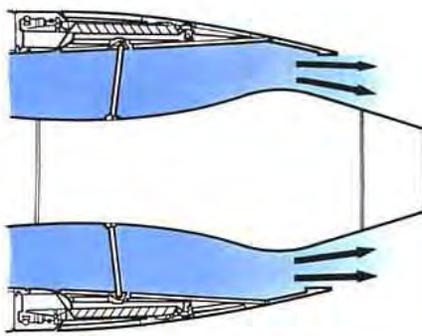
CLAMHELL DOORS IN REVERSE THRUST POSITION



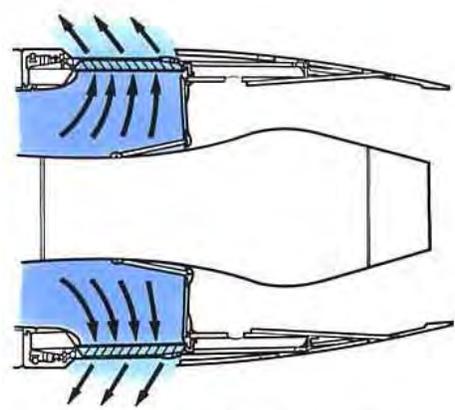
ACTUATOR EXTENDED AND BUCKET DOORS IN FORWARD THRUST POSITION



ACTUATOR AND BUCKET DOORS IN REVERSE THRUST POSITION

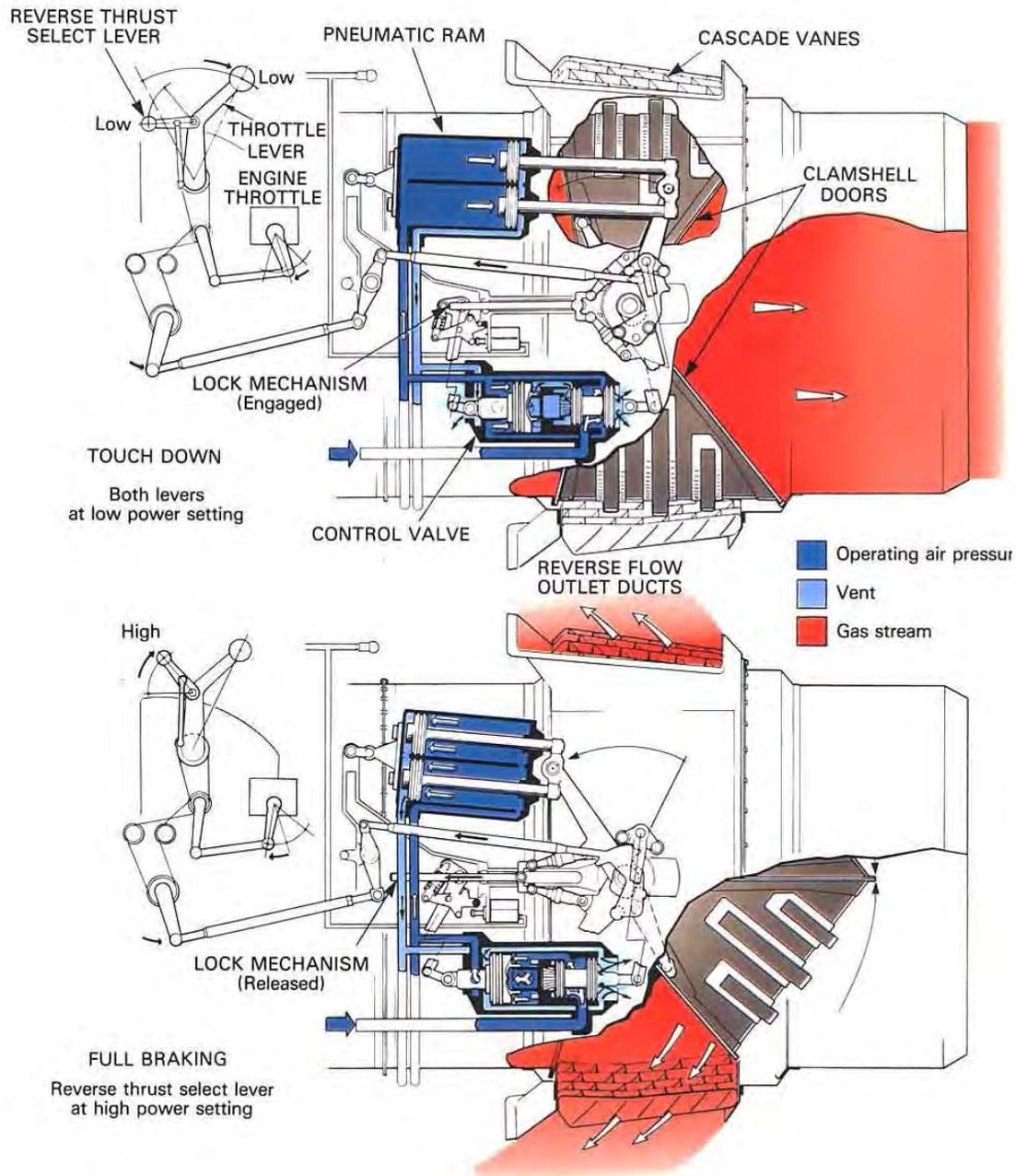


COLD STREAM REVERSER IN FORWARD THRUST POSITION

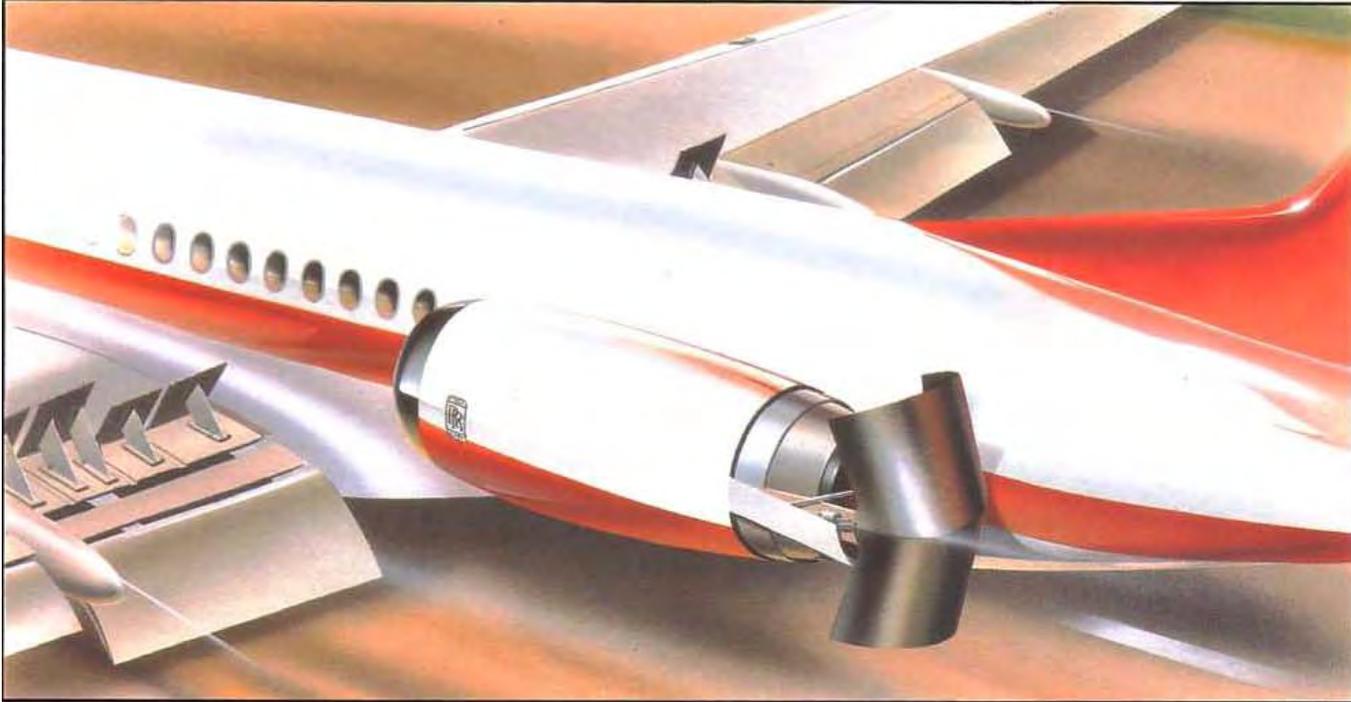


COLD STREAM REVERSER IN REVERSE THRUST POSITION

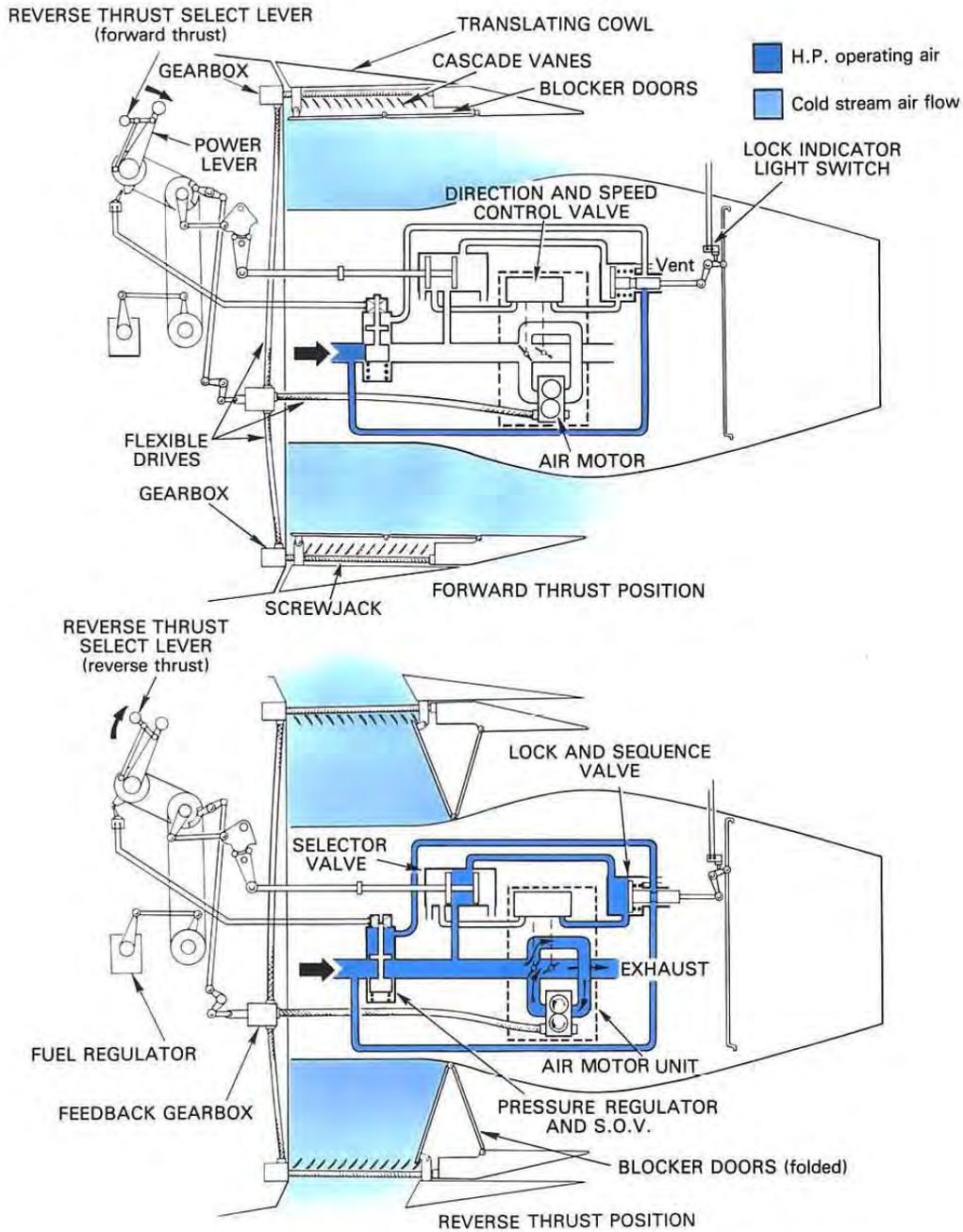
11.5 INVERSO DEL GETTO CALDO A CONCHIGLIA



11.6 INVERSO DEL GETTO CALDO A SECCHIO



11.7 INVERSIONE DEL GETTO FREDDO (1)

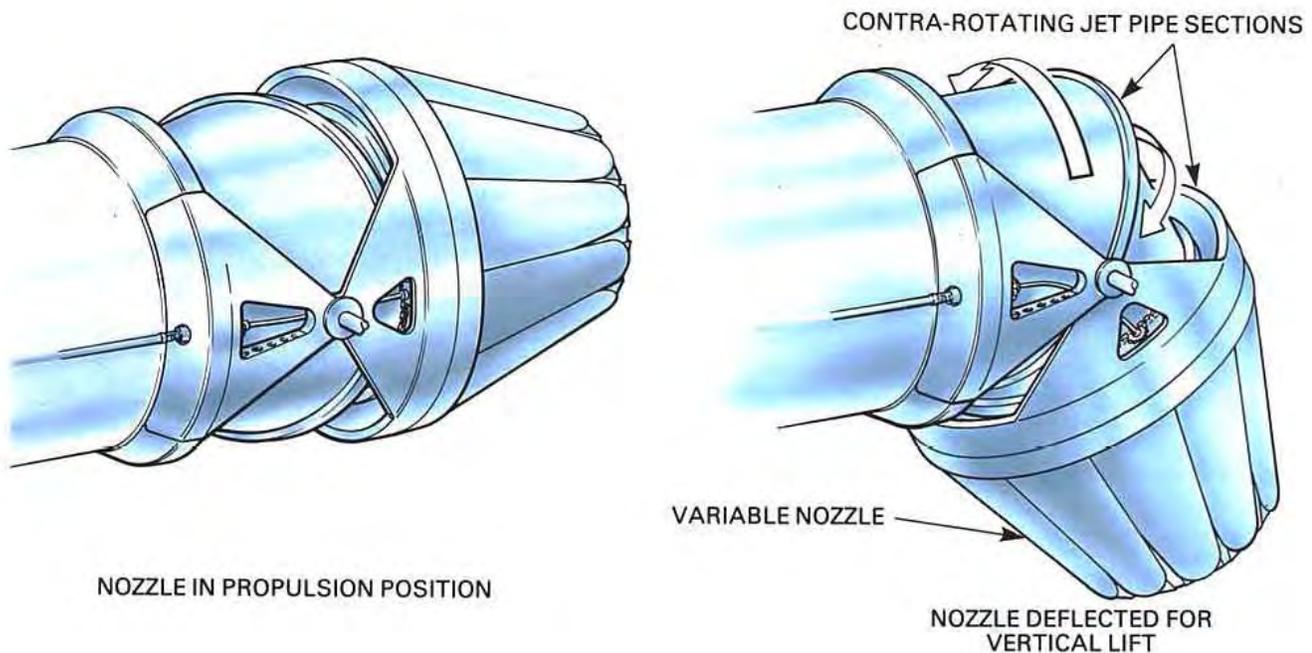
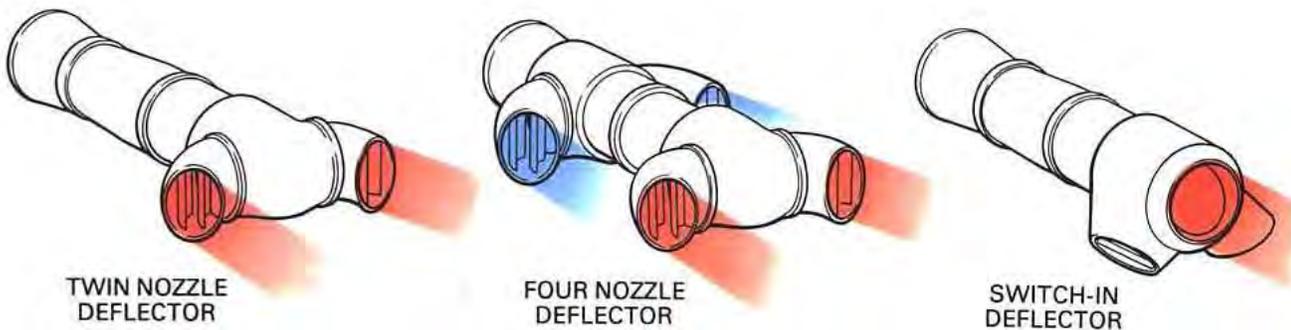


11.8 INVERSIONE DEL GETTO FREDDO (2)

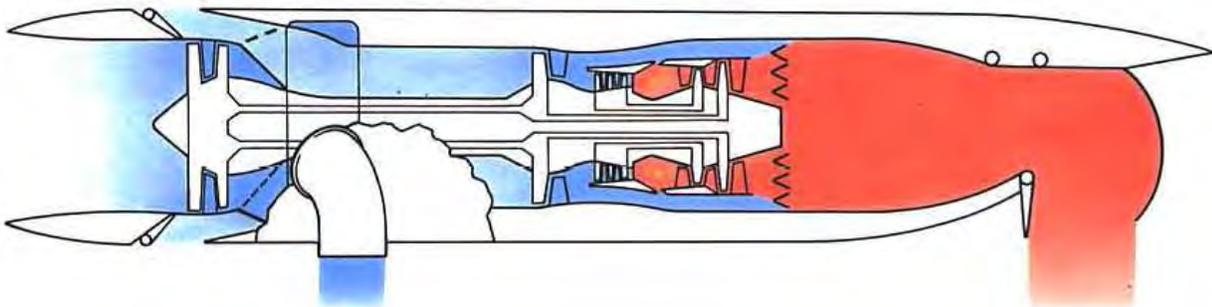
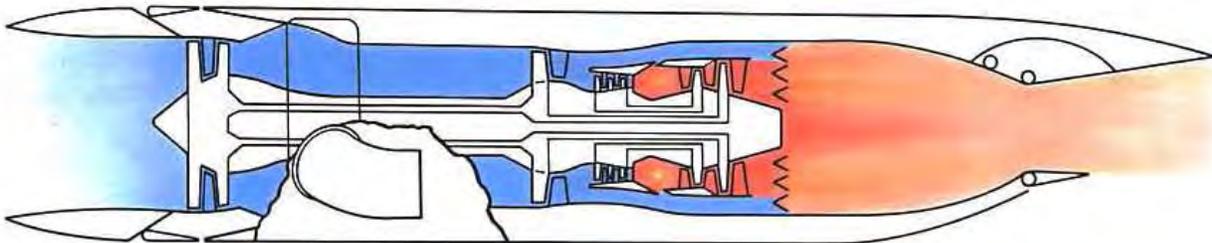
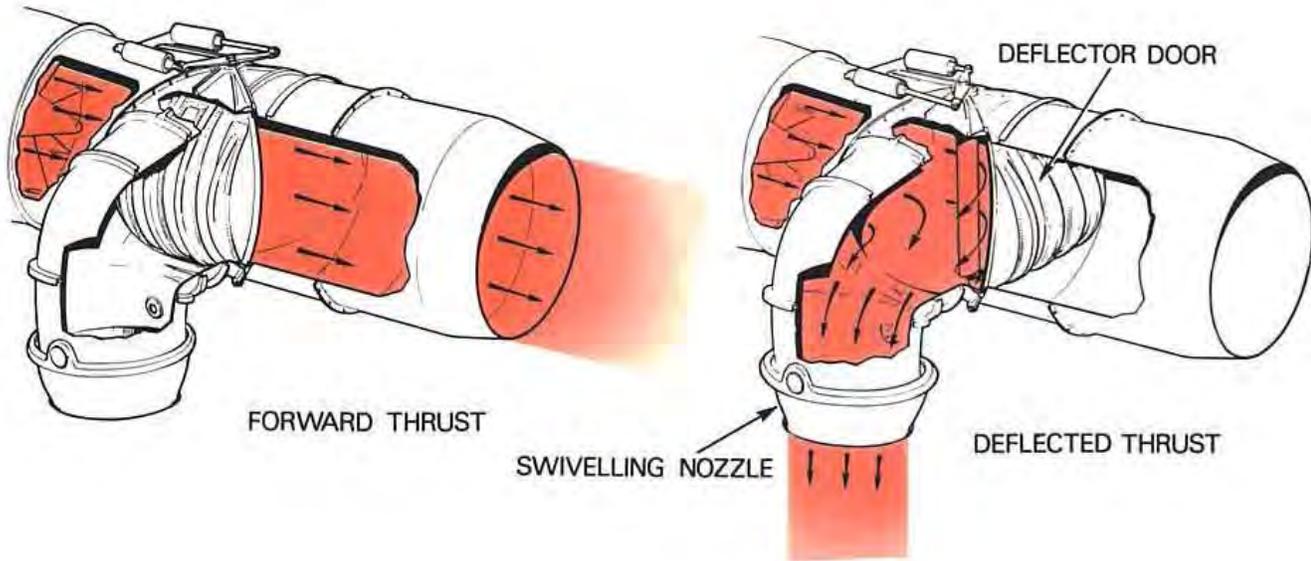


11.9 UGELLI ORIENTABILI PER AEREI V/STOL

- **VERTICAL/SHORT TAKE-OFF and LANDING**
- **F COMPLESSIVA MOTORI $\simeq 1.4 - 1.7$ PESO VELIVOLO**



11.10 UGELLI A DEVIAZIONE DEL FLUSSO PER AEREI V/STOL



11.11 MOTORI ORIENTABILI PER AEREI V/STOL



11.12 *THRUST VECTORING*

- PER MANOVRE AEREI COMBATTIMENTO A BASSA V_0



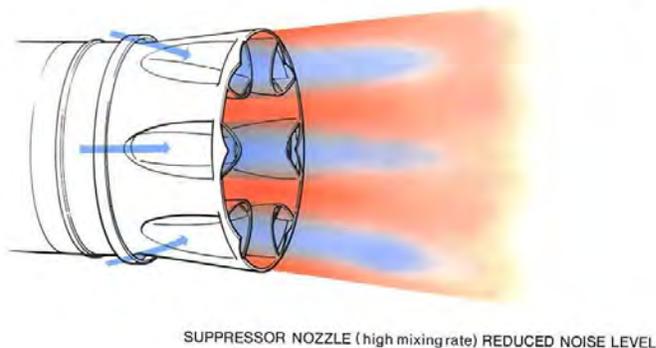
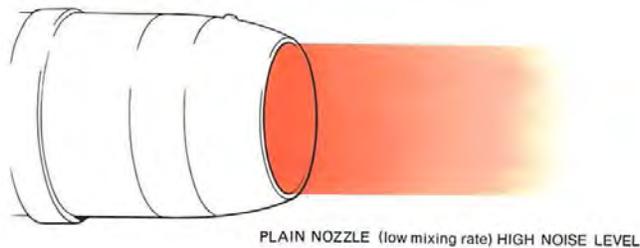
11.13 ESPANSIONE ESTERNA

- UGELLI A SPINA CONICA (L'ESPANSIONE CONTINUA ALL'ESTERNO DELL'UGELLO)

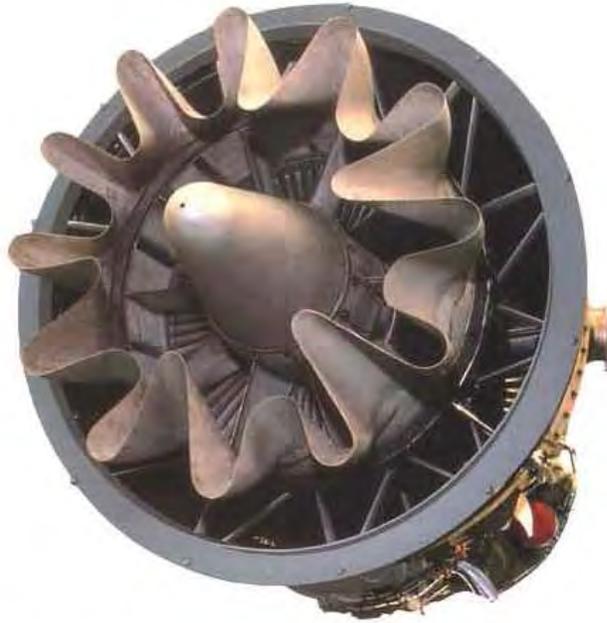


11.14 RIDUZIONE DEL RUMORE

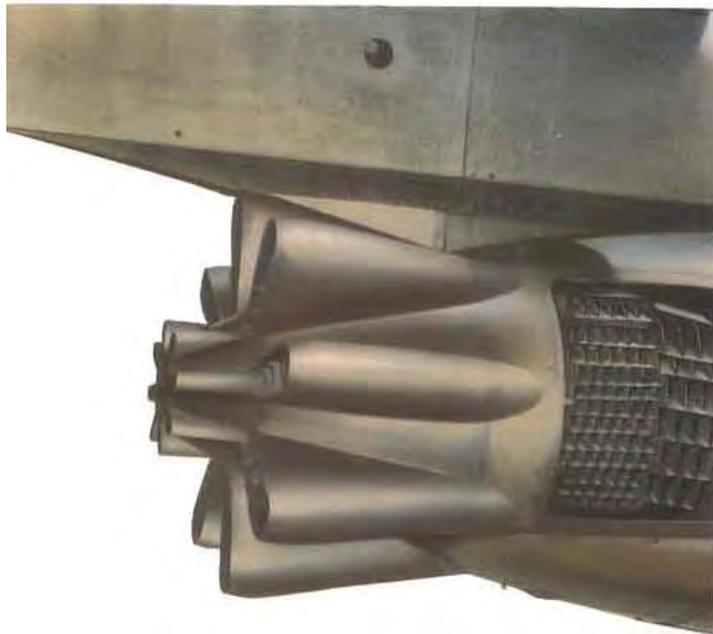
- GRANDE IMPORTANZA ANCHE ECONOMICA
- UGELLI “CHEVRON” PER RIDUZIONE RUMORE (PERDITA DI SPINTA LIMITATA A 0,25%)



11.15 SILENZIATORI PER TJ



CORRUGATED INTERNAL MIXER



LOBE-TYPE NOZZLE

12.1 CAMERA DI COMBUSTIONE

- FINORA VISTA COME ‘SCATOLA NERA’ (η_b, ϵ_b)
- COMBUSTIONE AVVIENE IN FASE GASSOSA
- MISCELA GASSOSA DI N COMPONENTI
- CONCENTRAZIONE ESPRIMIBILE COME

$$X_i = \frac{n_i}{n} \quad \text{FRAZIONE MOLARE (O DI VOLUME)}$$

$$Y_i = \frac{m_i}{m} \quad \text{FRAZIONE DI MASSA}$$

- PROPRIETÀ MISCELA DA MEDIA PESATA

$$h = \sum_{i=1}^N Y_i h_i \quad \text{entalpia (per kg)}$$

$$c_p = \sum_{i=1}^N Y_i c_{p,i} \quad \text{calore specifico (per kg)}$$

12.2 MASSA MOLARE IN FUNZIONE DELLA COMPOSIZIONE

● \mathcal{M}_i MASSA MOLARE (PESO MOLECOLARE)

$$\mathcal{M} = \frac{m}{n} = \frac{\sum_{i=1}^N m_i}{n} = \frac{\sum_{i=1}^N n_i \mathcal{M}_i}{n} = \sum_{i=1}^N X_i \mathcal{M}_i$$

$$\mathcal{M} = \frac{m}{n} = \frac{m}{\sum_{i=1}^N n_i} = \frac{m}{\sum_{i=1}^N \frac{m_i}{\mathcal{M}_i}} = \frac{1}{\sum_{i=1}^N \frac{m_i/m}{\mathcal{M}_i}} = \frac{1}{\sum_{i=1}^N \frac{Y_i}{\mathcal{M}_i}}$$

$$Y_i = \frac{X_i \mathcal{M}_i}{\mathcal{M}}; \quad X_i = \frac{Y_i \mathcal{M}}{\mathcal{M}_i} \quad (325)$$

- ARIA: N_2 ($X_{\text{N}_2} = 78.08\%$), O_2 (20.95%), Ar (0.934%), CO_2 (0.04%) \simeq 79% AZOTO, 21% OSSIGENO \rightarrow 3,76 MOLLI DI N_2 PER 1 DI O_2

$$\begin{aligned} \mathcal{M}_{\text{aria}} &= 0.21 \cdot \mathcal{M}_{\text{O}_2} + 0.79 \cdot \mathcal{M}_{\text{N}_2} = \\ &= 0.21 \cdot 32 + 0.79 \cdot 28 = 28.84 \frac{\text{kg}}{\text{kmol}} \end{aligned}$$

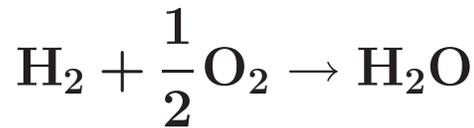
- PER L'ESATTEZZA 28.9645 \simeq 29 kg/kmol

12.3 RAPPORTI COMBUSTIBILE/ARIA ARIA/COMBUSTIBILE

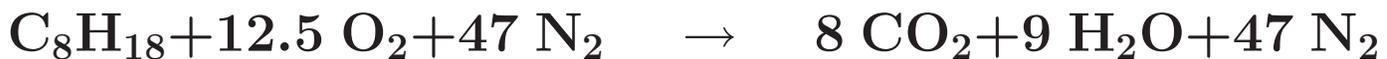
$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a}$$

$$\frac{A}{F} = \frac{\dot{m}_a}{\dot{m}_f} = \alpha$$

12.4 STECHIOMETRIA DELLA COMBUSTIONE



$$\begin{cases} 8a = c \\ 18a = 2d \\ 2b = 2c + d \\ 3.76b = e \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} a = 1 \\ b = 25/2 = 12.5 \\ c = 8 \\ d = 9 \\ e = 3.76 \cdot (25/2) = 47 \end{cases}$$



$$f_{st} = \frac{\mathcal{M}_{\text{C}_8\text{H}_{18}}}{12.5 \cdot \mathcal{M}_{\text{O}_2} + 47 \cdot \mathcal{M}_{\text{N}_2}} = \frac{114}{400 + 1316} = 0.0664 \simeq \frac{1}{15}$$

● **RAPPORTO DI EQUIVALENZA:**

$$\varphi = \frac{f}{f_{st}} = \frac{(F/A)}{(F/A)_{st}} = \frac{(A/F)_{st}}{(A/F)} \quad (326)$$

● **QUINDI TIPICAMENTE GLOBALMENTE IN**

$$\text{CAMERA } \varphi = \frac{0.02}{0.0664} \simeq 0.3$$

12.5 DESCRIZIONE DELLA CHIMICA



- COMBUSTIONE “*MIXED IS BURNT*”
- COMBUSTIONE IN EQUILIBRIO CHIMICO
- COMBUSTIONE CON CHIMICA A VELOCITÀ FINITA

12.6 COMBUSTIONE

“MIXED IS BURNT”

- PER COMBUSTIONE STECHIOMETRICA:
COMBUSTIBILE + OSSIDANTE → PRODOTTI
- PER COMBUSTIONE RICCA ($\varphi > 1$):
COMBUSTIBILE + OSSIDANTE → PRODOTTI
+ COMBUSTIBILE
- PER COMBUSTIONE POVERA ($\varphi < 1$):
COMBUSTIBILE + OSSIDANTE → PRODOTTI
+ OSSIDANTE

$$X_i = \frac{n_i}{\sum_{i=1}^N n_i}, \quad Y_i = \frac{m_i}{m} = \frac{n_i \mathcal{M}_i}{\sum_{i=1}^N n_i \mathcal{M}_i}$$

12.7 COMBUSTIONE IN EQUILIBRIO CHIMICO

- **PRESSIONE PARZIALE DELLA SPECIE i**

$$p_i = X_i p$$

- **ESEMPIO: $\text{H}_2 + \frac{1}{2} \text{O}_2 \rightarrow \text{H}_2\text{O}$**

$$K_{p,\text{H}_2\text{O}}(T) = \frac{p_{\text{H}_2\text{O}}}{p_{\text{H}_2} (p_{\text{O}_2})^{1/2}}$$

$$\frac{X_{\text{H}_2\text{O}}}{X_{\text{H}_2} (X_{\text{O}_2})^{1/2}} = K_{p,\text{H}_2\text{O}}(T) p^{1/2} = K_{X,\text{H}_2\text{O}}(T, p)$$

- **CONVERSIONE DEI REAGENTI IN PRODOTTI INCOMPLETA**

→ **RIMARRANNO SEMPRE PICCOLE QUANTITÀ DI INCOMBUSTI**

12.8 COMBUSTIONE CON CHIMICA A VELOCITÀ FINITA

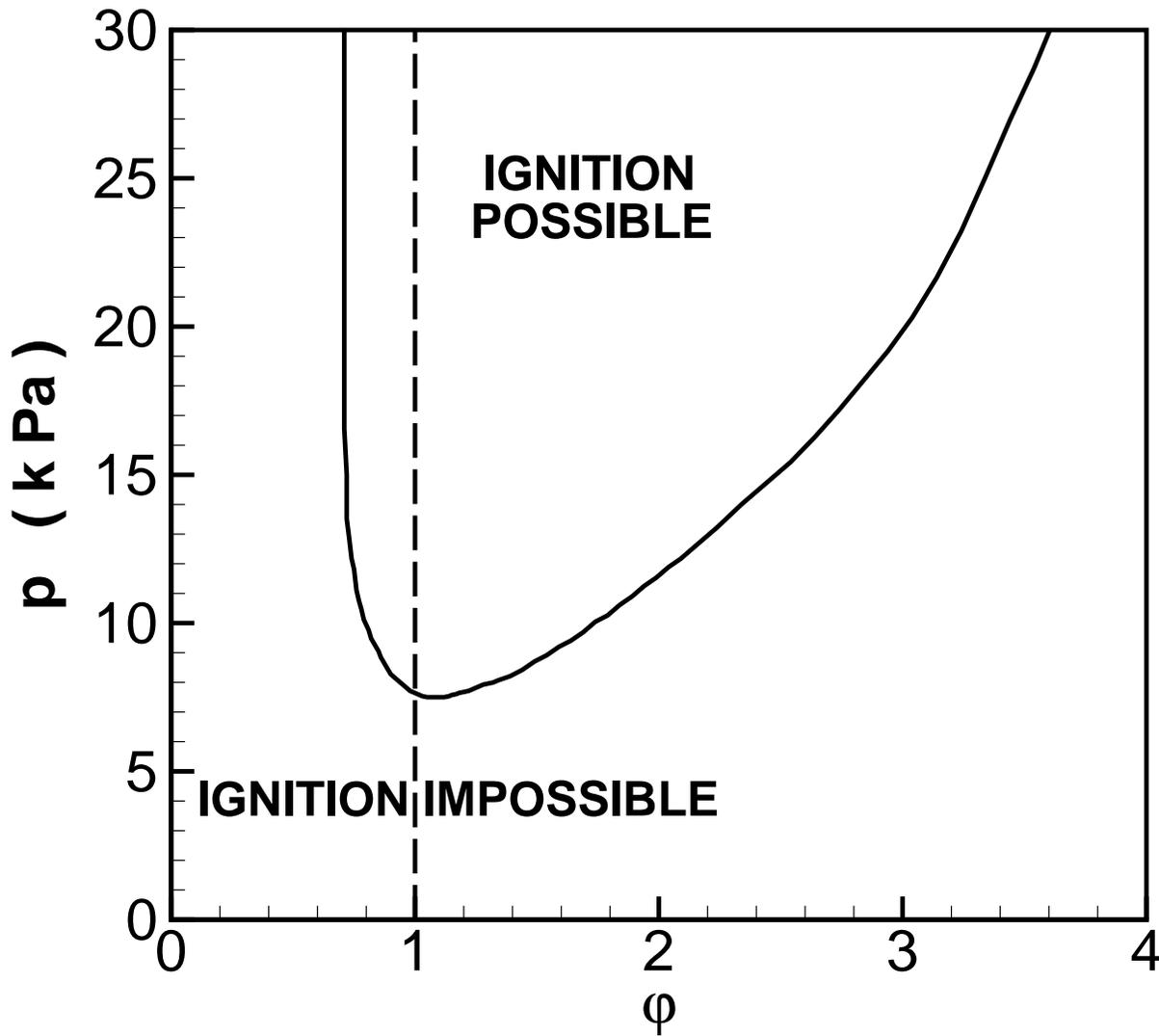
$$\rho u \frac{dY_i}{dx} = w_i, \quad i = 1, 2, \dots, N$$

$$w_i = w_i(T, \rho, Y_j, j = 1, 2, \dots, N), \quad i = 1, 2, \dots, N$$

12.9 CAMERA DI COMBUSTIONE REQUISITI

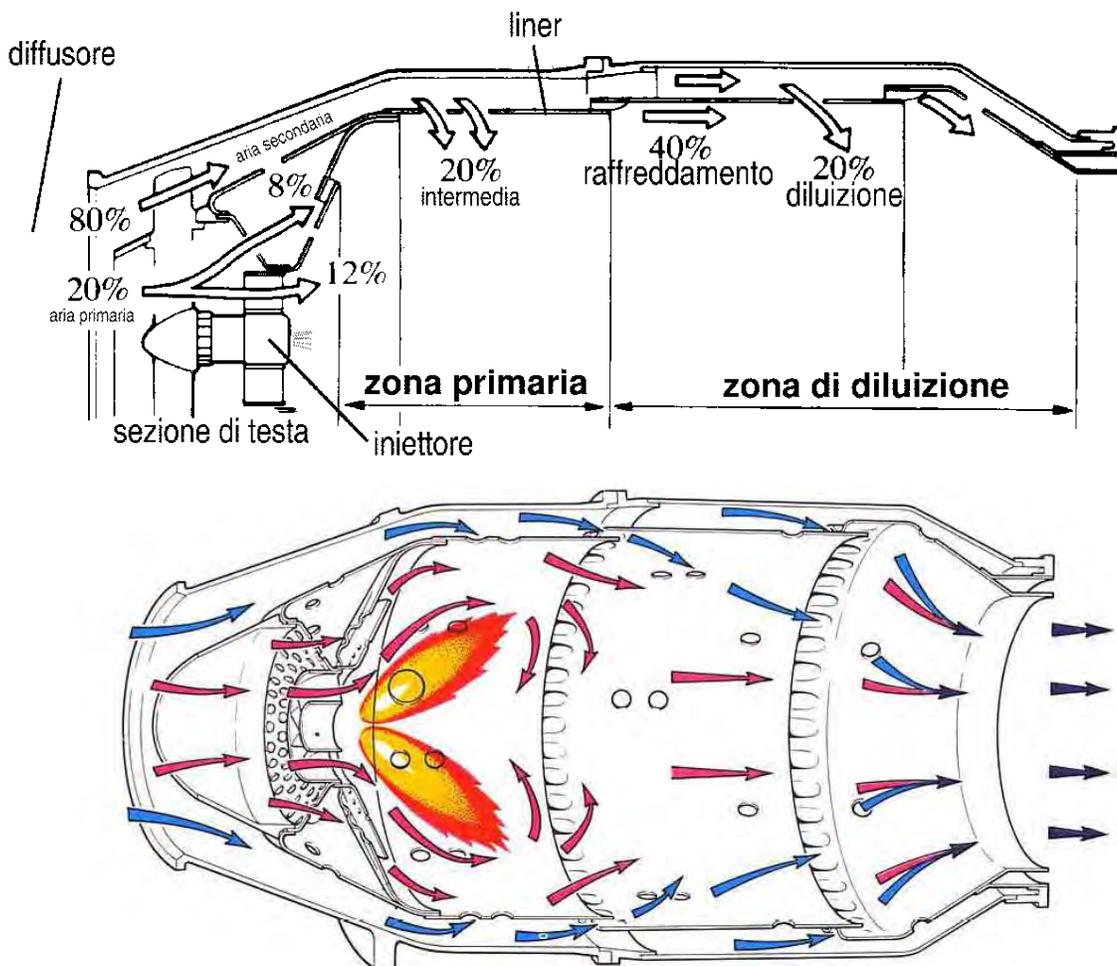
- 1. INIEZIONE DEL COMBUSTIBILE LIQUIDO
IN ARIA**
- 2. ATOMIZZAZIONE**
- 3. EVAPORAZIONE DELLE GOCCIOLINE**
- 4. MISCELAMENTO VAPORI COMBUSTIBILE/ARIA**
- 5. ACCENSIONE**
- 6. COMPLETAMENTO DELLA REAZIONE**

12.10 LIMITI DI INFIAMMABILITÀ

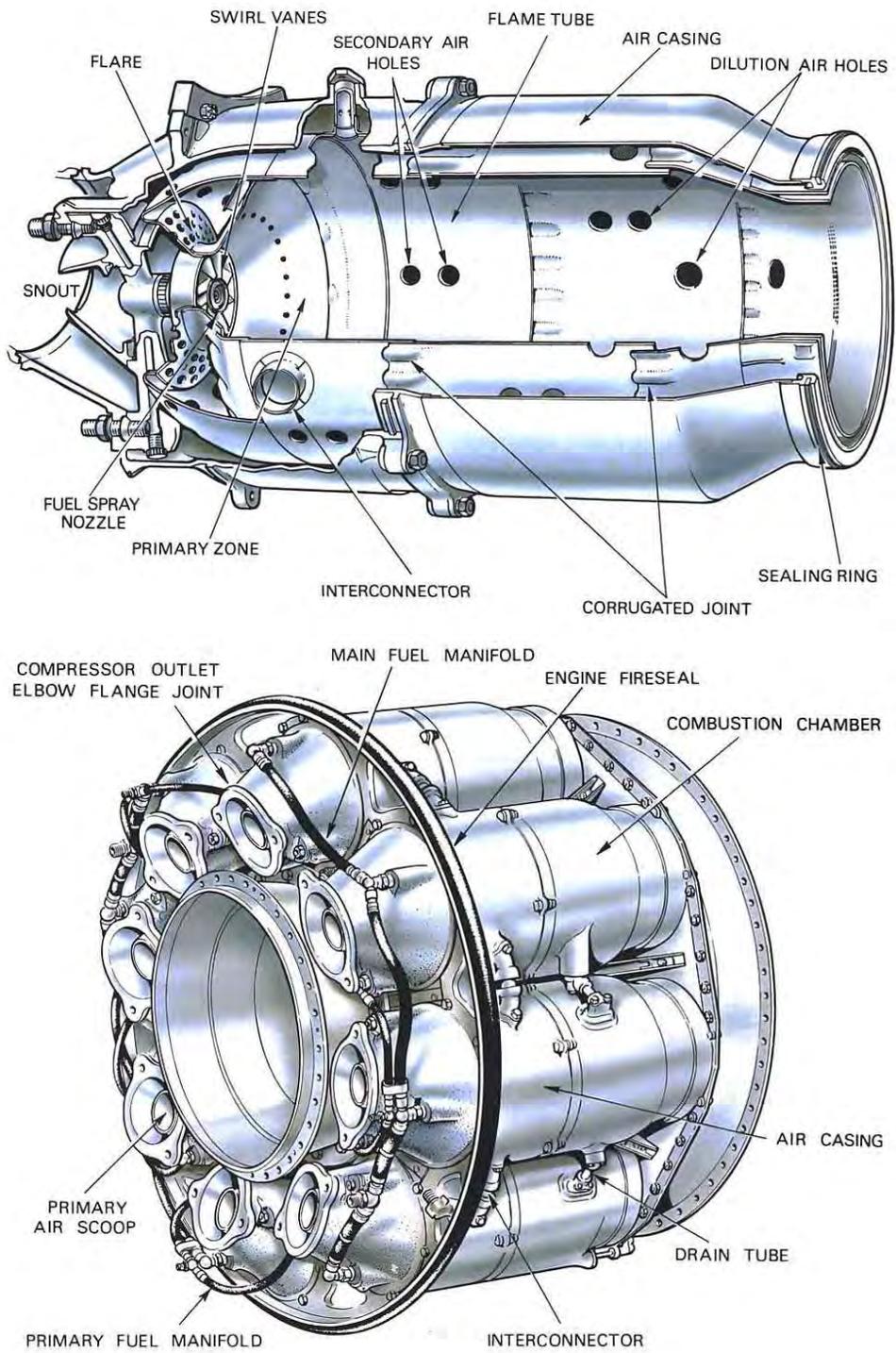


12.11 RIPARTIZIONE DELLA PORTATA D'ARIA IN CAMERA

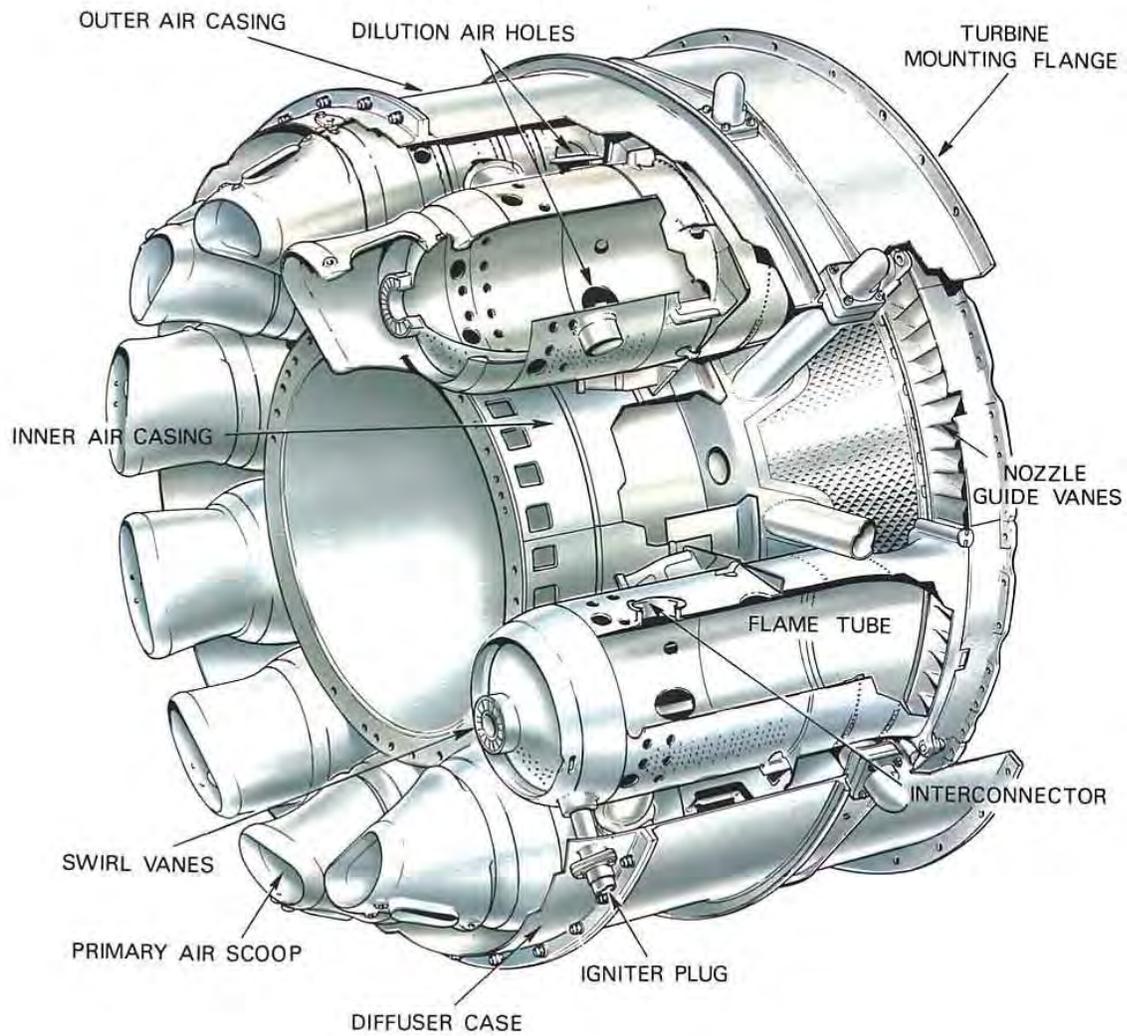
- $\varphi_{globale} \simeq 0.3 \rightarrow$ ACCENSIONE IMPOSSIBILE
- OCCORRE DIVIDERE \dot{m}_a IN DUE:
 - PORTATA PRIMARIA BRUCIA A $\varphi_{locale} \simeq 1$
 - PORTATA SECONDARIA DILUISCE PRODOTTI CALDI PER ARRIVARE A T_4 ACCETTABILE



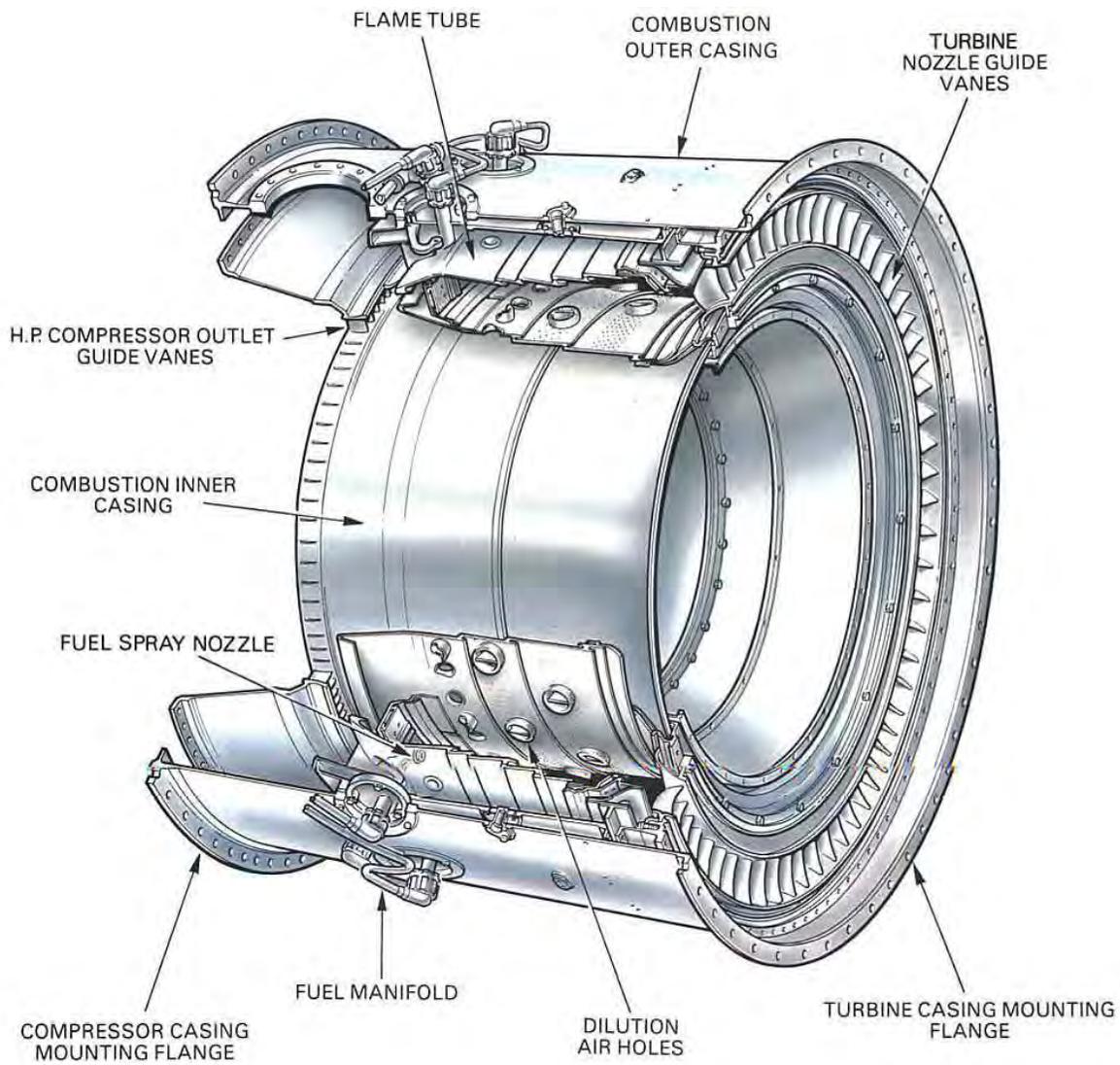
12.12 CAMERE TUBOLARI



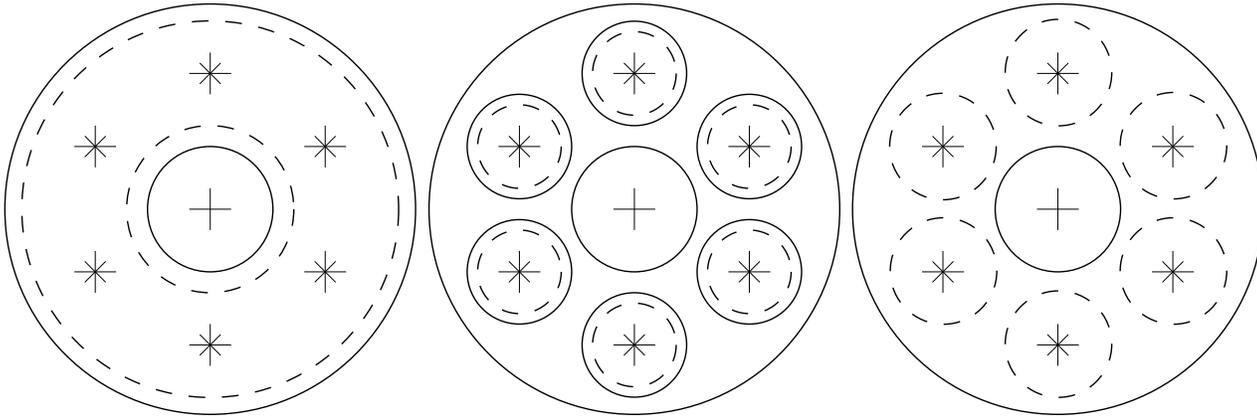
12.13 CAMERE TUBO-ANULARI



12.14 CAMERE ANULARI



**12.15 CONFIGURAZIONI
SEZIONE TRASVERSALE**



12.16 PRESTAZIONI

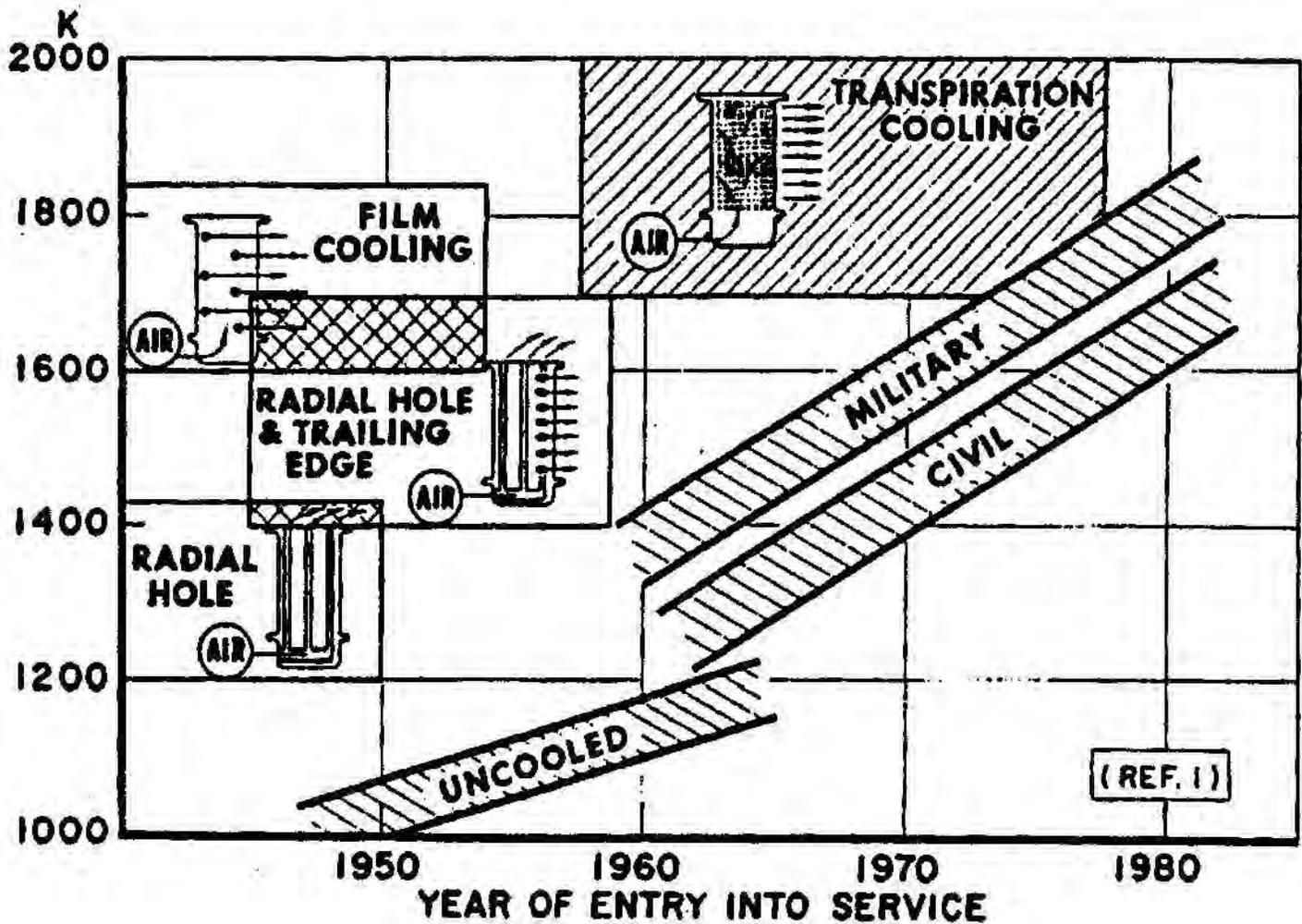
- COMPLETEZZA COMBUSTIONE (η_b)
- BASSE EMISSIONI DI INQUINANTI (NO_x, CO, UHC, SOOT)
- BASSE PERDITE DI PRESSIONE (ϵ_b)
- DISTRIBUZIONE T USCITA UNIFORME (PATTERN FACTOR)
- LUNGHEZZA E SEZIONE TRASVERSALE CONTENUTE
- COMBUSTIONE STABILE
- ASSENZA DI PROBLEMI DI SPEGNIMENTO
- AFFIDABILITÀ
- ADATTAMENTO AD AMPI CAMPI DI T_a , p_a , \dot{m}_a , \dot{m}_f

12.17 STIMA DELLE PERDITE DI CALORE ATTRAVERSO LE PARETI DELLA CAMERA

- CAMERA TUBOLARE
- $D = 0.1 \text{ m}$, $L = 0.3 \text{ m}$
- $p_c = 1 \text{ MPa}$, $T_c = 1800 \text{ K}$, $u = 30 \text{ m/s}$,
 $f = 0.015$, $R = 287 \text{ J/(kg K)}$, $Q_f = 43 \text{ MJ/kg}$,
 $T_3 = 700 \text{ K}$, $T_w = 950 \text{ K}$
- A_c AREA TRASVERSALE DELLA CAMERA,
 A_w AREA PARETI (LATERALE)
- h_c COEFF. SCAMBIO TERM. CONVETTIVO,
 λ CONDUCEBILITÀ TERMICA
- $\rho_c = p/(RT_c)$; $\mu, \lambda = f(T)$
- $\dot{m}_a = \rho_c A_c u$, $\dot{m}_f = f \dot{m}_a \implies P_{av} = \dot{m}_f Q_f$
- $P_w = h_c (T_w - T_3) A_w$ POTENZA TERMICA SCAM-
BIATA ATTRAVERSO LE PARETI
- $Nu = 0.023 Re^{0.8} Pr^{0.3}$, $Nu = h_c D / \lambda \implies h_c$
- $Re \simeq 100\,000$, $Nu \simeq 206$, $h_c \simeq 93 \text{ W/(m}^2 \text{ K)}$
- $P_w / P_{av} \simeq 0.74 \%$

\implies COMBUSTIONE \simeq ADIABATICA

12.18 CRESCITA STORICA DELLA T_4



- QUELLE SOPRA SONO T_4 AL DECOLLO;
- IN CROCIERA CIRCA 300 K PIÙ BASSE (PER $TSFC$ E DURATA)

13.1 TURBOMACCHINE

● CLASSIFICAZIONE:

1. DIREZIONE DELLO SCAMBIO ENERGETICO:

MACCH: $\begin{cases} \text{OPERATRICI } (L_s < 0) \text{ compres, pompe} \\ \text{MOTRICI } (L_s > 0) \text{ turbine} \end{cases}$

2. DIREZIONE PRINCIPALE DEL FLUSSO:

– MACCHINE *ASSIALI, RADIALI, MISTE*

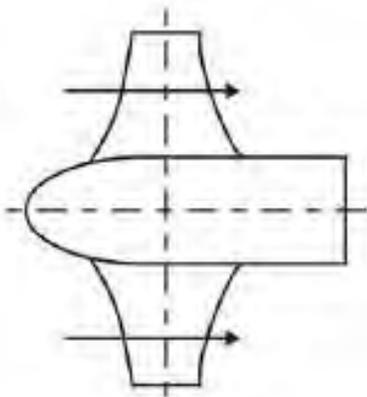
3. MODALITÀ DELLO SCAMBIO ENERGETICO:

– *AD AZIONE*: Δp TUTTO IN STATORE

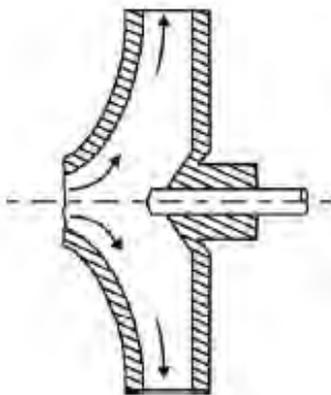
– *A REAZIONE*: Δp RIPARTITO STAT./ROTORE

4. FLUIDO ELABORATO:

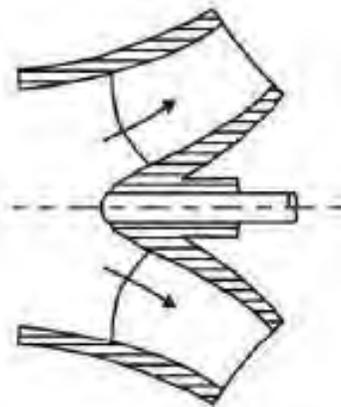
– *COMPRESSIBILE, INCOMPRESSIBILE*



ASSIALE



RADIALE



MISTA

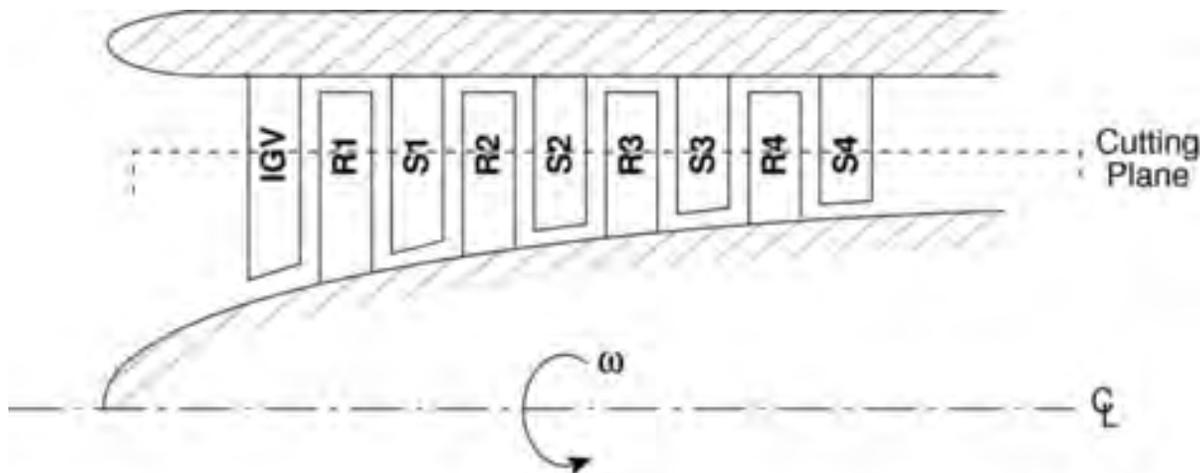
13.2 STADIO DI UNA TURBOMACCHINA

- **FORMATO DA UN *ROTORE* ED UNO *STATORE***

ROTORE Organo rotante in cui avviene lo scambio di energia (dalla macchina al fluido o viceversa);

STATORE Organo fisso in cui avviene una trasformazione di energia (da cinetica a termica o viceversa)

- ***COMPRESSORI*: FINO A 15 – 20 STADI**
(grad p AVVERSO), $\beta_i = 1.2 - 2$ PER STADIO)
- ***TURBINE*: 1 – 4 STADI** (grad p FAVOREVOLE)



PALA ROTORE = *BLADE*

PALA STATORE = *VANE*

IGV = *INLET GUIDE VANE*

13.3 EQUAZIONE DI CONSERVAZIONE DEL MOMENTO DELLA QDM

$$\vec{u} = u_a \hat{i} + u_r \hat{r} + u_t \hat{t}$$

$$C = \frac{d(m u_t r)}{dt}$$

- FLUSSI STAZIONARI:

$$C = \frac{d(m u_t r)}{dt} = \dot{m} (r_2 u_{t2} - r_1 u_{t1})$$

13.4 EQUAZIONE DI EULERO

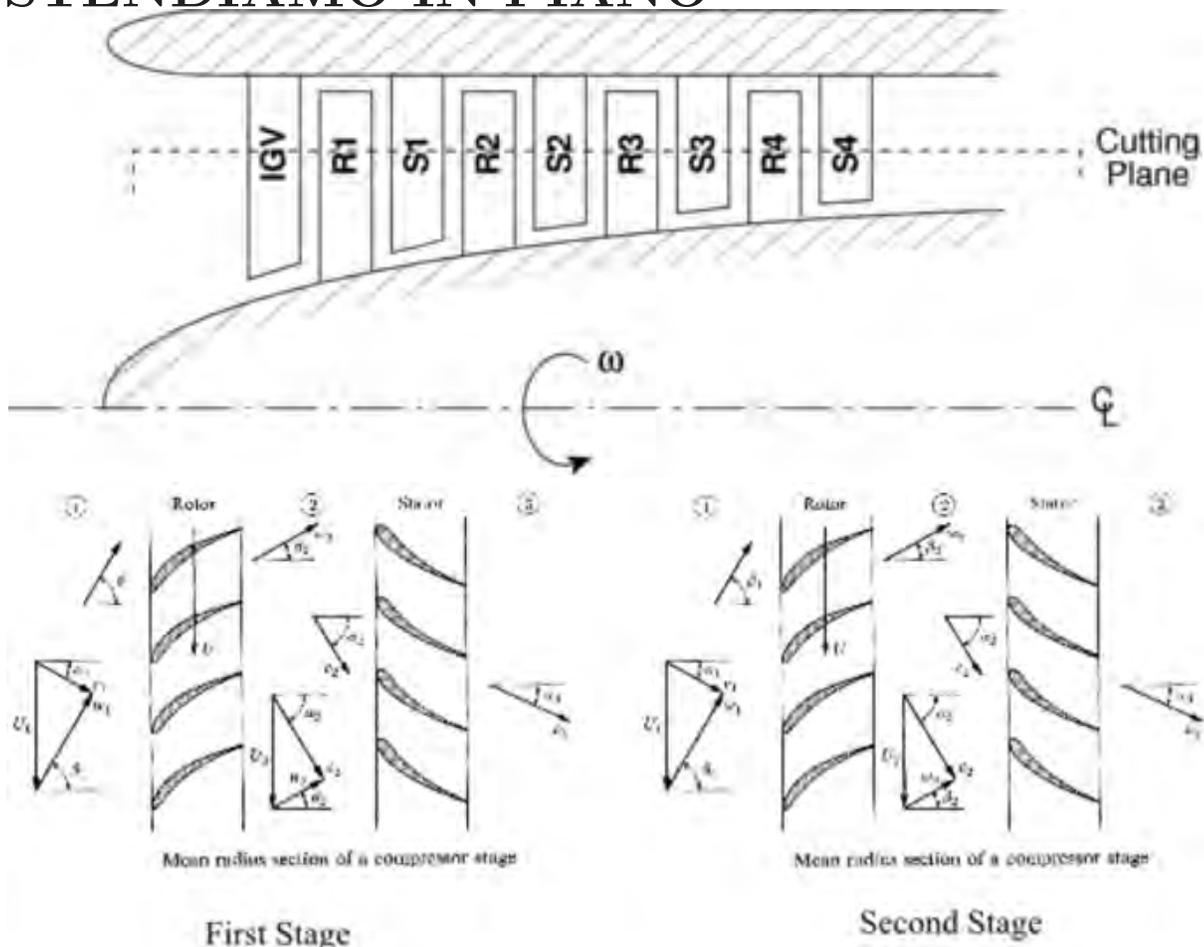
- LAVORO PER UNITÀ DI MASSA DEL FLUIDO:

$$\boxed{L} = \frac{C \omega}{\dot{m}} = \omega (r_2 u_{t2} - r_1 u_{t1}) = \boxed{U_2 u_{t2} - U_1 u_{t1}}$$

- $U = \omega r$ VELOCITÀ TANGENZ. DEL *ROTORE* AL RAGGIO r (*NON* DEL FLUIDO)
- EQ. EULERO PONE IN RELAZIONE IL LAVORO CON LA GEOMETRIA DELLE PALETTE
- TURBINE: AREE DI FLUSSO DECRESCENTI
- COMPRESSORI: AREE DI FLUSSO CRESCENTI
- IGV (PRERUOTA): DÀ ESPANSIONE
- MACCH. RADIALI: $r_2 \gg r_1 \rightarrow L_{radiali} \gg L_{assiali}$

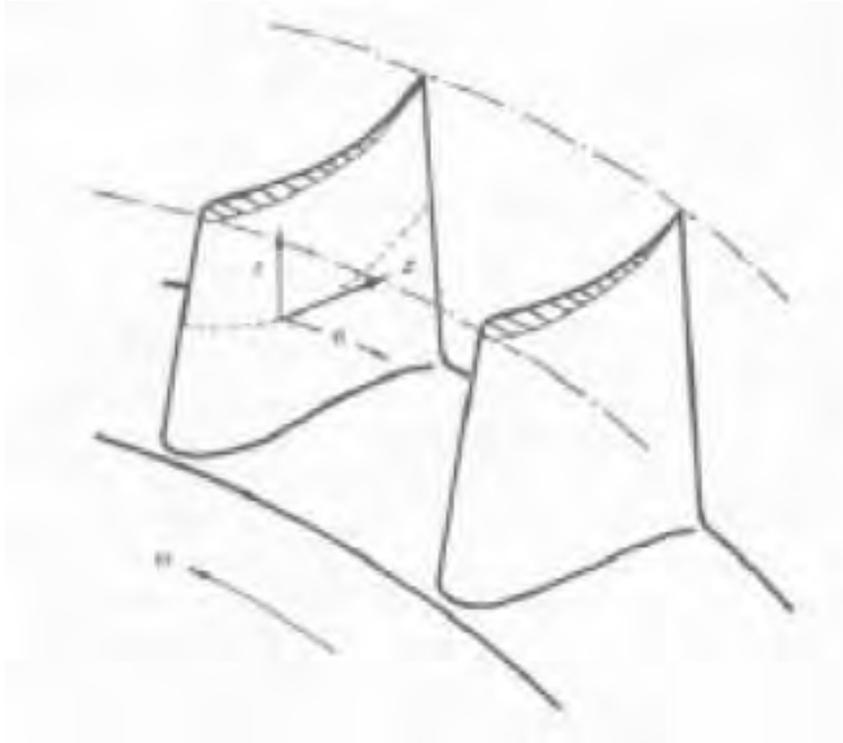
13.5 TRIANGOLI DI VELOCITÀ

- TAGLIAMO LE PALETTE CON UNA SUPERFICIE CILINDRICA COASSIALE
- STENDIAMO IN PIANO



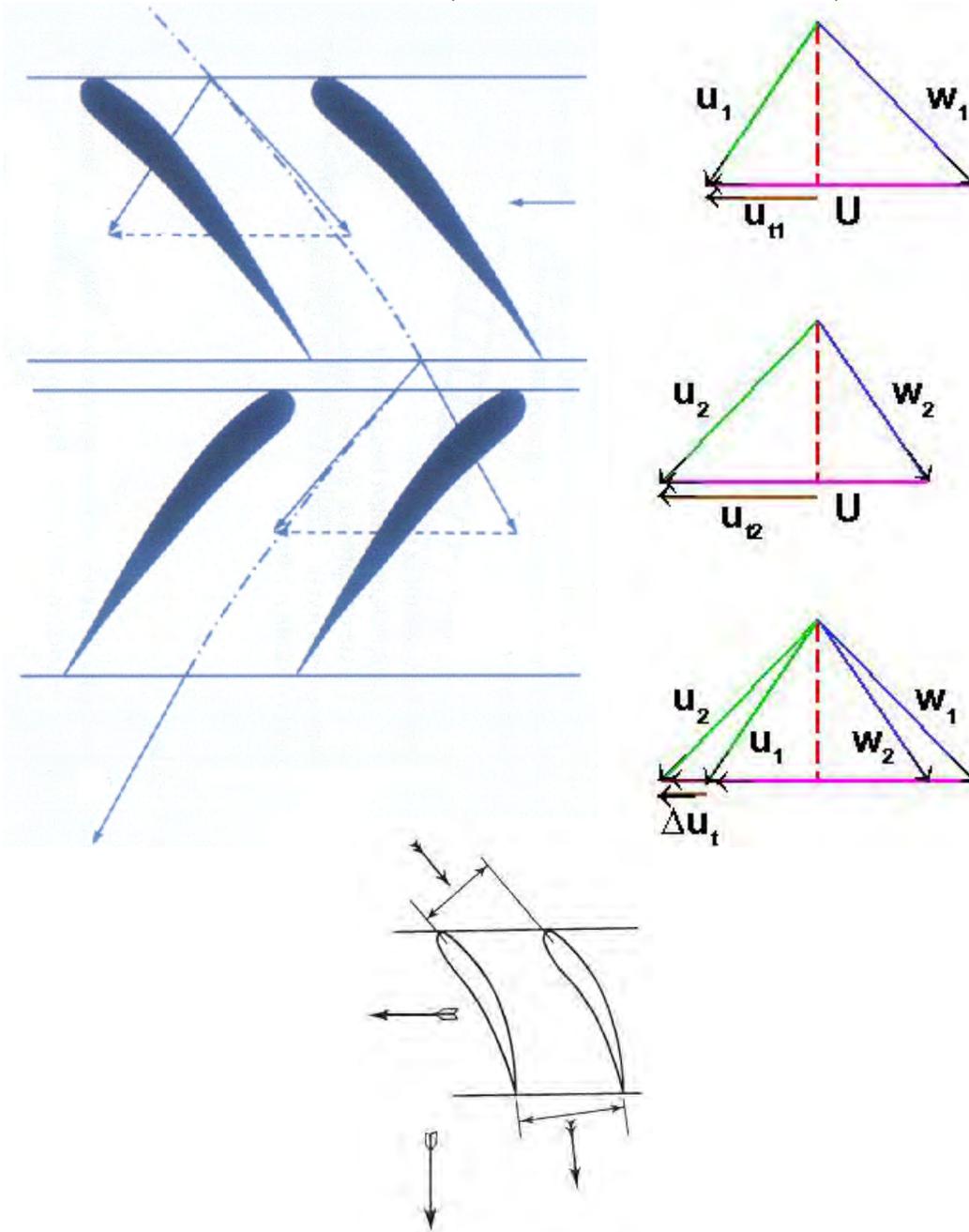
- ANGOLO INCIDENZA $\simeq 2^\circ - 4^\circ$
- VELOCITÀ SOSTANZIALMENTE PARALLELE A DIREZIONE BORDO ENTRATA E USCITA
- VELOCITÀ ASSOLUTE PER STATORE, *RELATIVE* (ALLA PALA) PER ROTORE

13.6 INTERESEZIONE SUPERFICIE CILINDRICA CON LE PALETTE



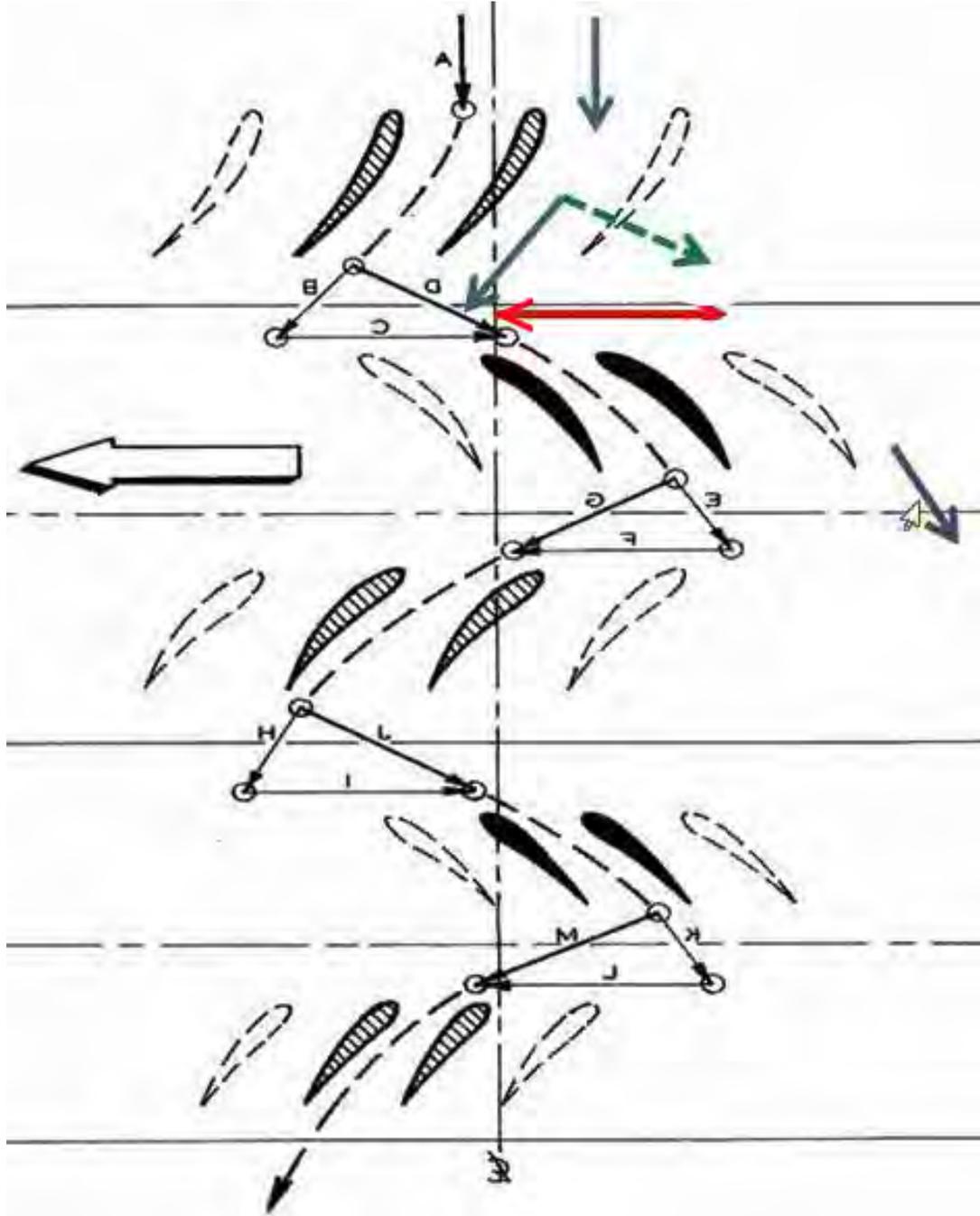
13.7 TRIANGOLI DI VELOCITÀ: COMPRESSORE (ASSIALE)

- u VEL. ASSOLUTA, w RELATIVA, U PALETTE

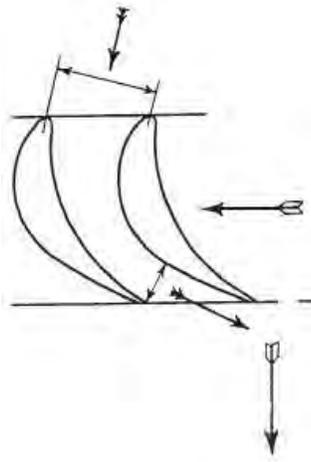
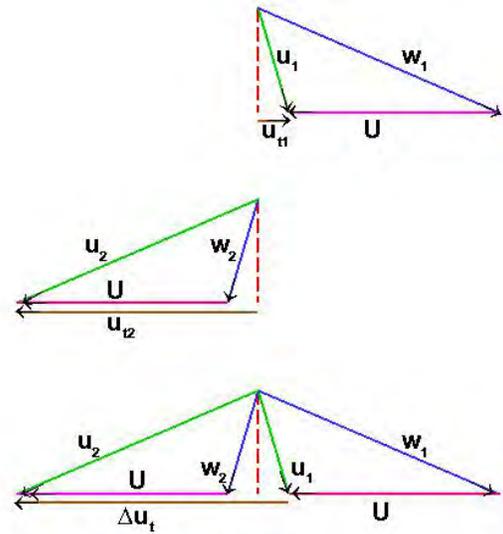
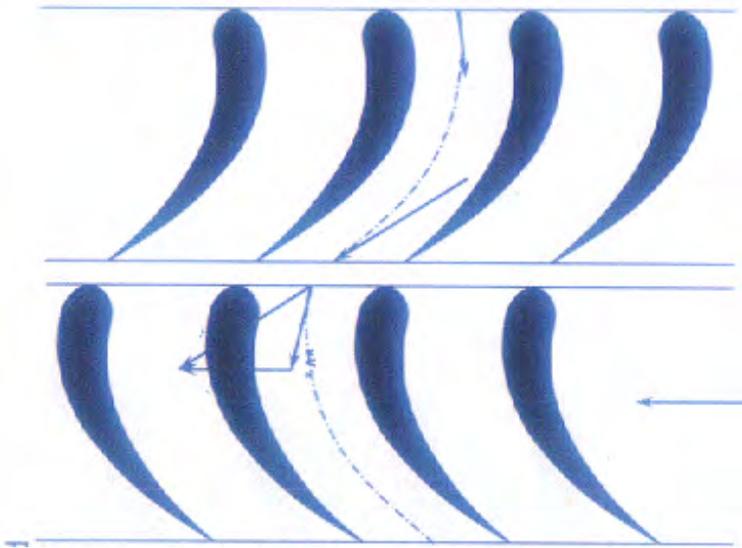


13.8 COMPRESSORE (ASSIALE): INLET GUIDE VANES (PRERUOTA)

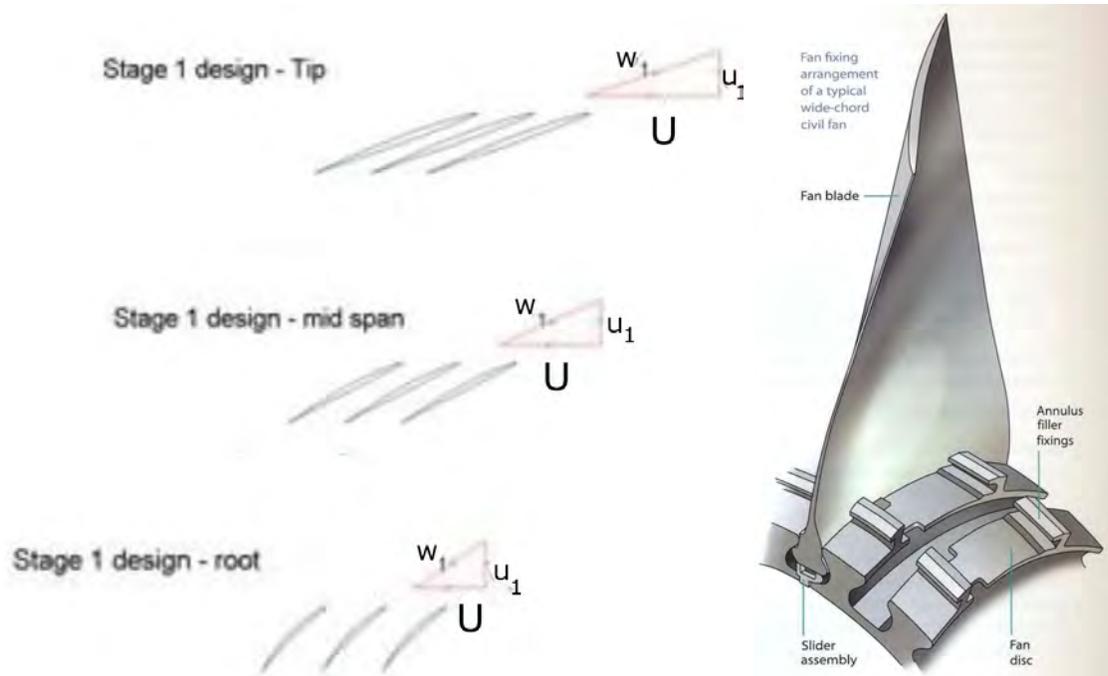
- NELLE IGV SI HA ESPANSIONE



13.9 TRIANGOLI DI VELOCITÀ: TURBINA (ASSIALE)



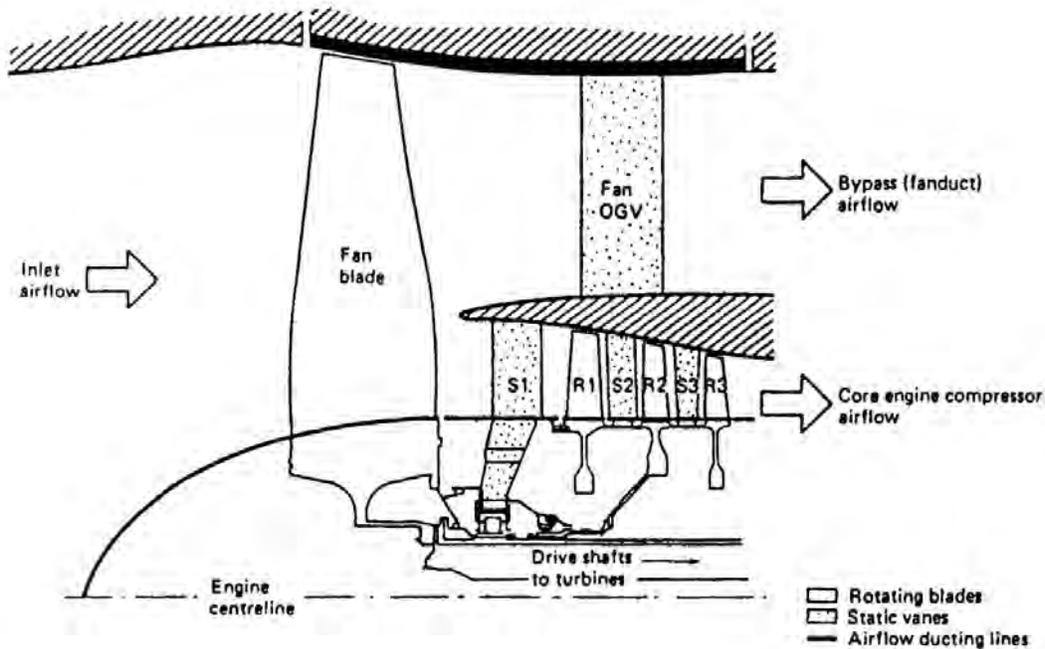
13.10 SVERGOLAMENTO DELLE PALE



- $U = \omega \cdot r$ CRESCE DA RADICE A ESTREMITÀ DELLA PALA

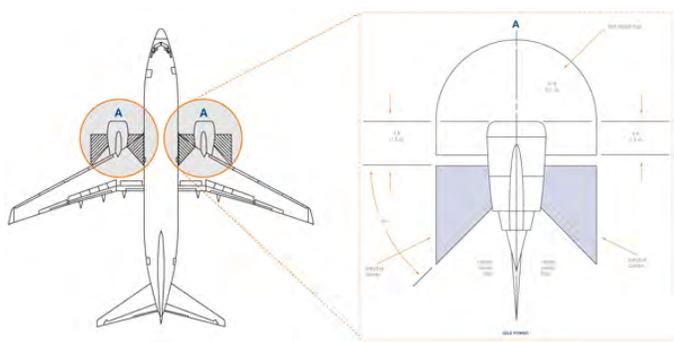
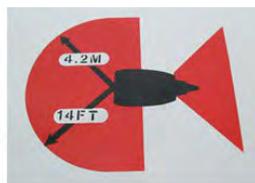
13.11 FAN (STADIO SINGOLO): OUTLET GUIDE VANES

- PER RIPORTARE LA VELOCITÀ ASSOLUTA IN USCITA IN DIREZIONE ASSIALE

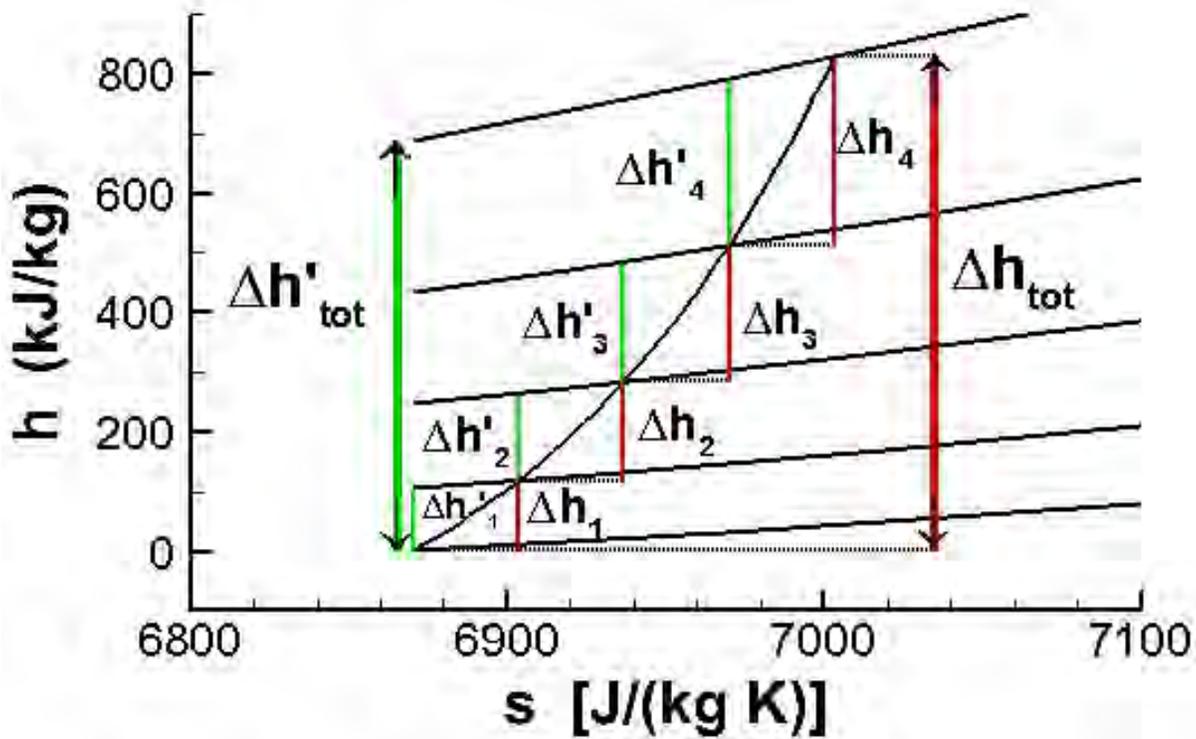


13.12 WOBBLY BALL o SPINNER SPIRAL

● MONITO PER IL PERSONALE DI TERRA



13.13 MACCHINE PLURISTADIO



- 4 STADI, STESSO RENDIM. DI STADIO $\eta_{st} = \frac{\Delta h'_i}{\Delta h_i}$

$$\eta_{c,tot} = \frac{\Delta h'_{tot}}{\Delta h_{tot}} \quad (327)$$

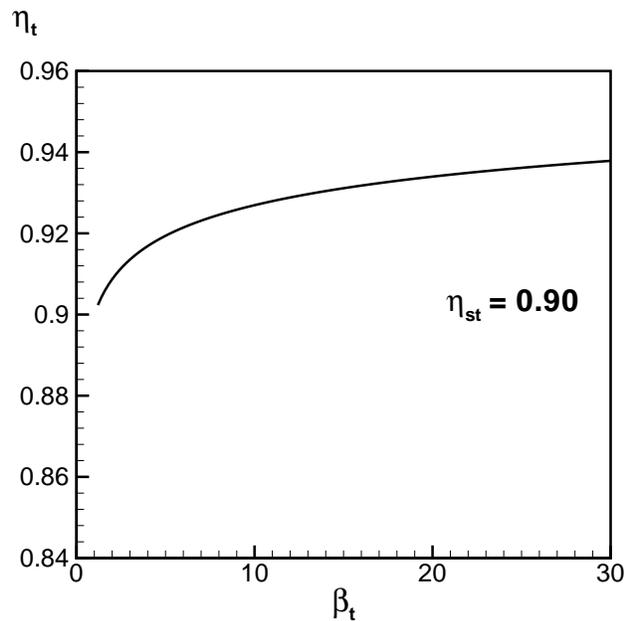
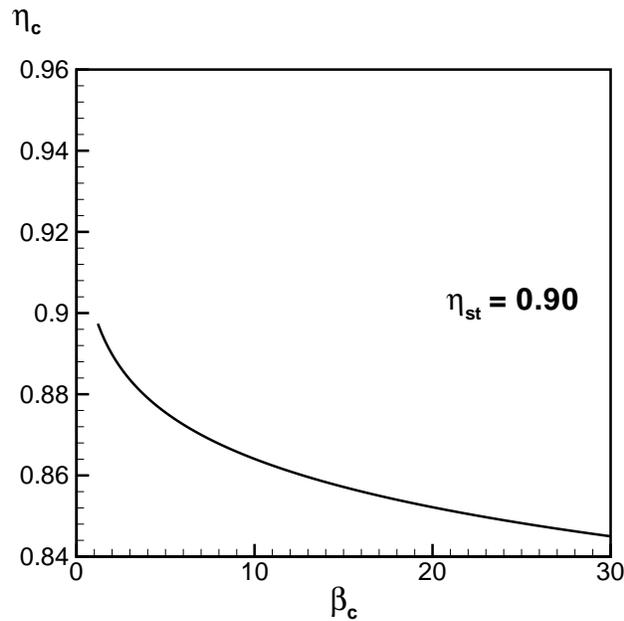
$$\Delta h_{tot} = \sum_i \Delta h_i \quad \text{MA} \quad \Delta h'_{tot} < \sum_i \Delta h'_i \quad (328)$$

→ RENDIM. COMPRES. DECRESCA CON β_c

→ OPPOSTO PER TURBINA PERCHÉ $\eta_{t,tot} = \frac{\Delta h_{tot}}{\Delta h'_{tot}}$

13.14 RENDIMENTI DI COMPRESSORE E TURBINA PLURISTADIO

● COMPRESSORE



● TURBINA

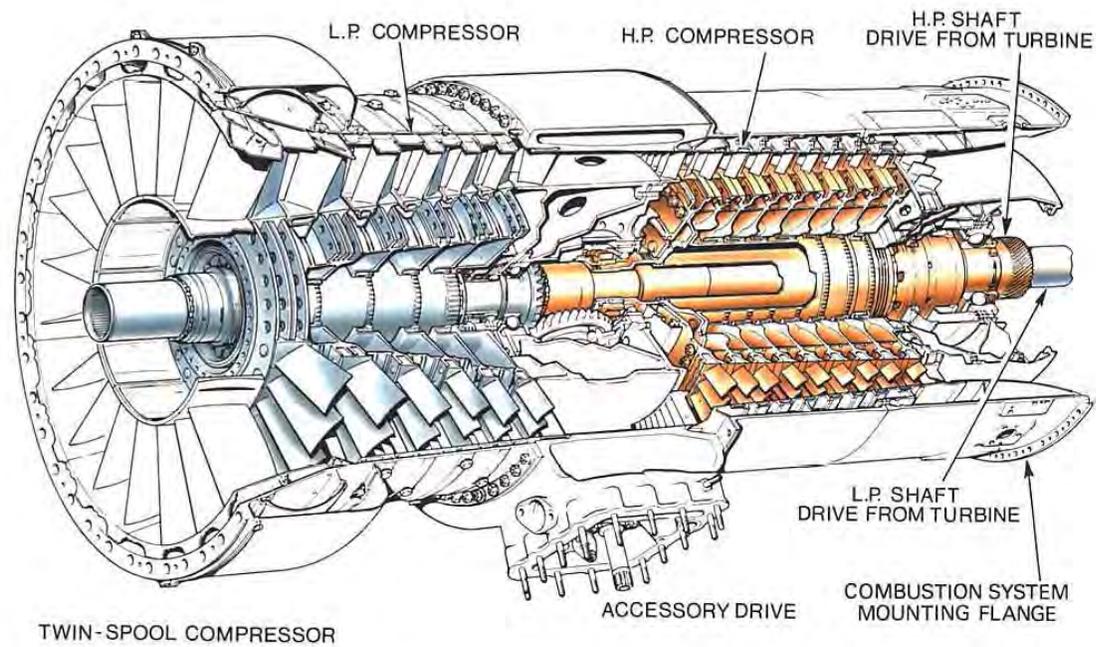
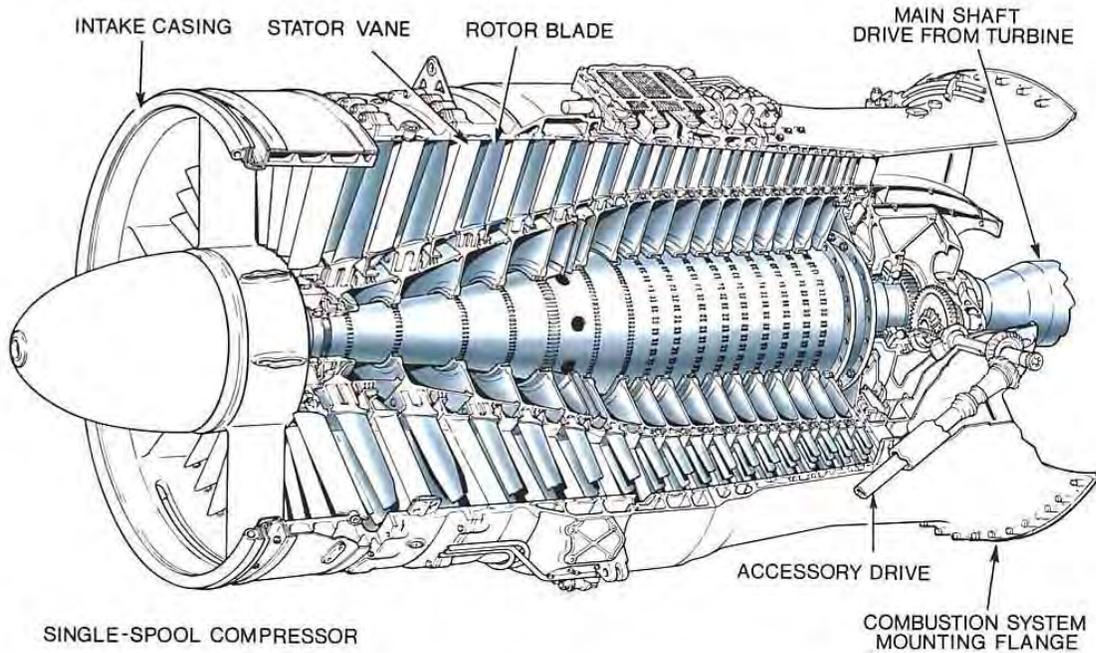
→ GENERALMENTE $\eta_t > \eta_c$

13.15 COMPRESSORI CENTRIFUGHI

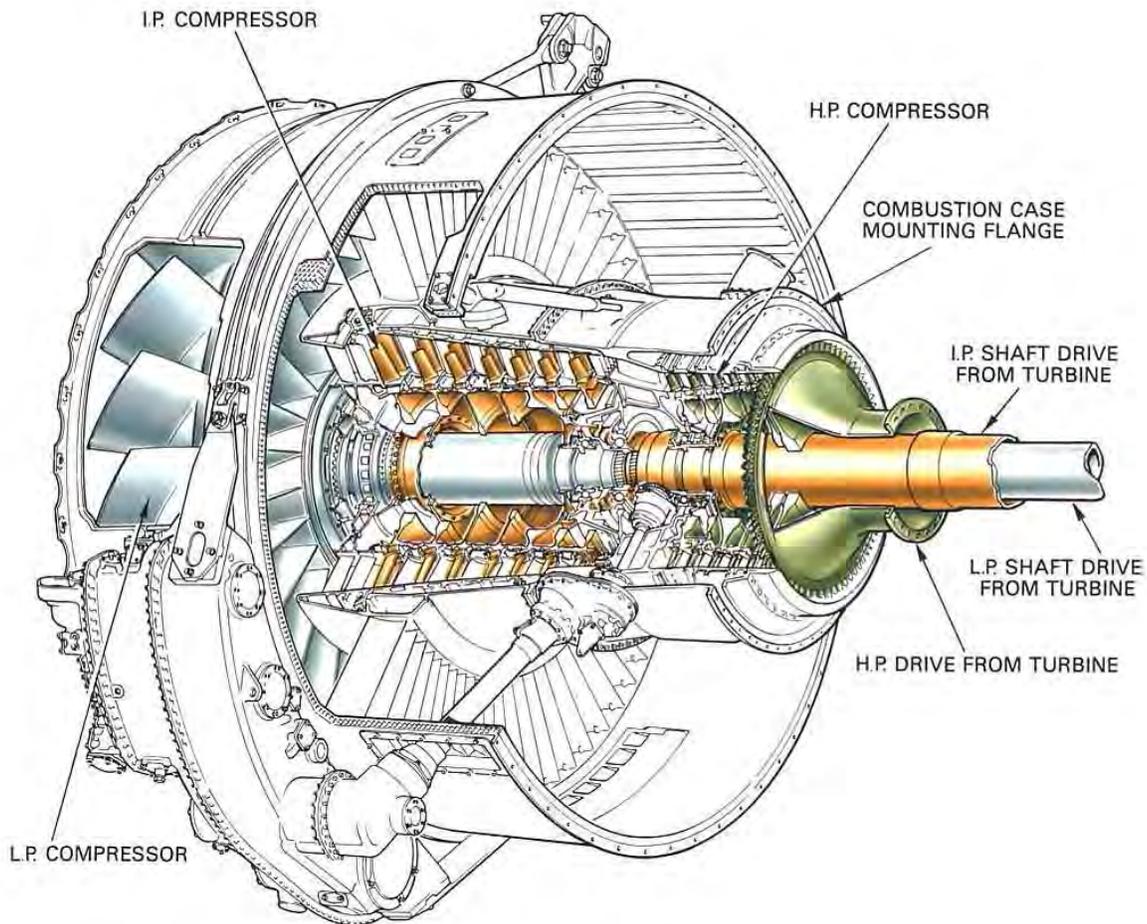


- ALTO $\beta_{c,i}$ PER STADIO (FINO AD 8)
- MENO COSTOSI
- GRANDE AREA FRONTALE
- ADOTTATI SOLO IN PICCOLI MOTORI

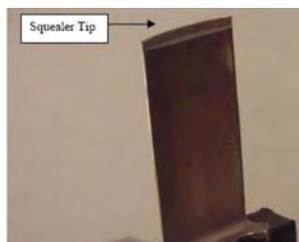
13.16 COMPRESSORI ASSIALI *SINGLE e TWIN-SPOOL*



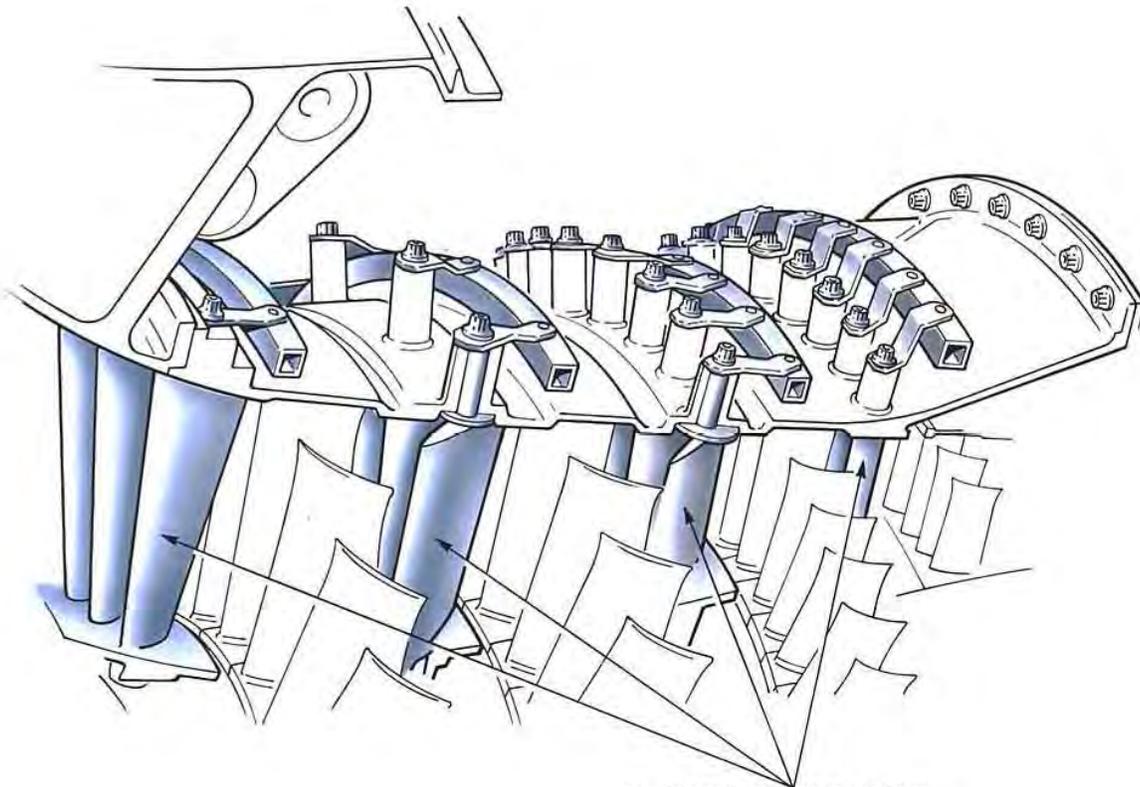
13.17 COMPRESSORI ASSIALI TRIPLE-SPOOL



- PER ALTO β_c COMPLESSIVO
- PALETTE ULTIMO STADIO MOLTO CORTE
- PERDITE ALLE ESTREMITÀ

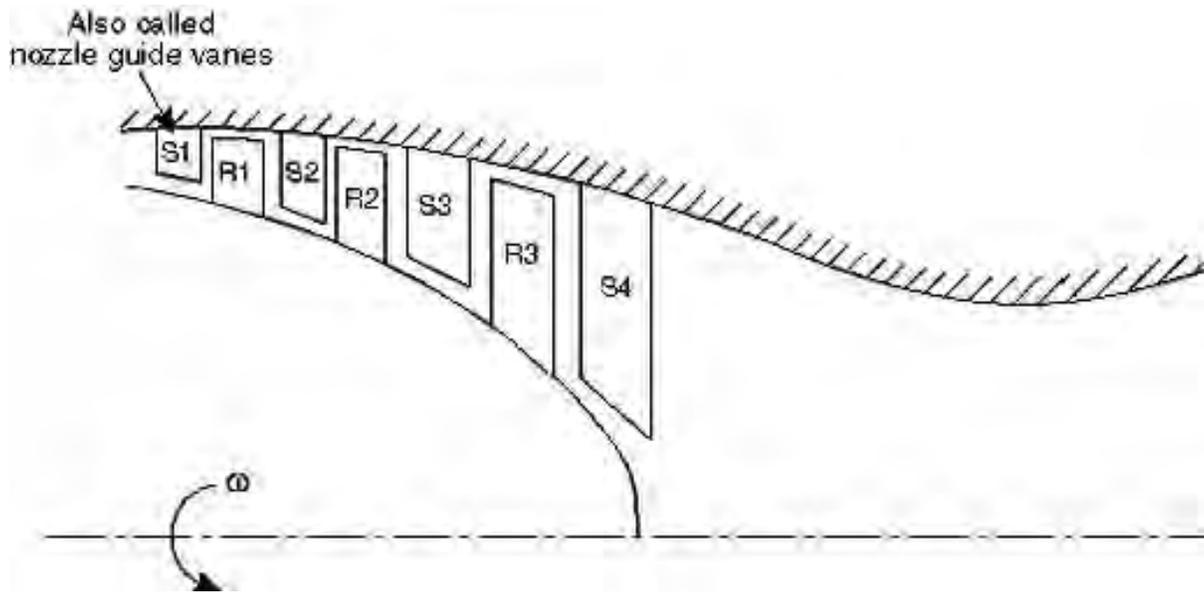


13.18 COMPRESSORI ASSIALI PALE STATORE ORIENTABILI



VARIABLE STATOR VANES

13.19 TURBINE ASSIALI *SEZIONE LONGITUDINALE*



13.20 *BLISKS E BLINGS*

Compressor Weight Reduction



The image displays three cutaway views of compressor stages. The first shows a conventional design with a separate disk and blades. The second shows a blisk design where the disk and blades are integrated. The third shows a bling design, which is a blisk with a Ti MMC core, indicated by an orange layer.

Conventional disk & blades

Blisk - up to 30% weight saving

Bling - Ti MMC - up to 70% weight saving



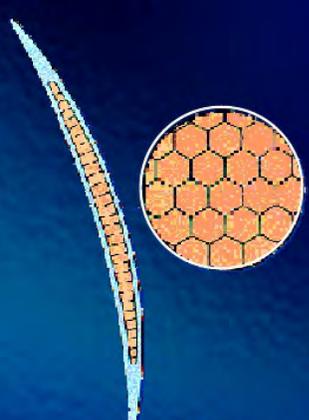
Rolls-Royce



13.21 PALE FAN

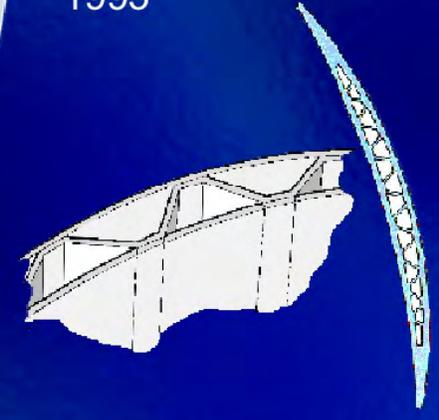
Wide-chord Fan Technology

**1st generation:
1984**



Honeycomb construction

**2nd generation:
1995**

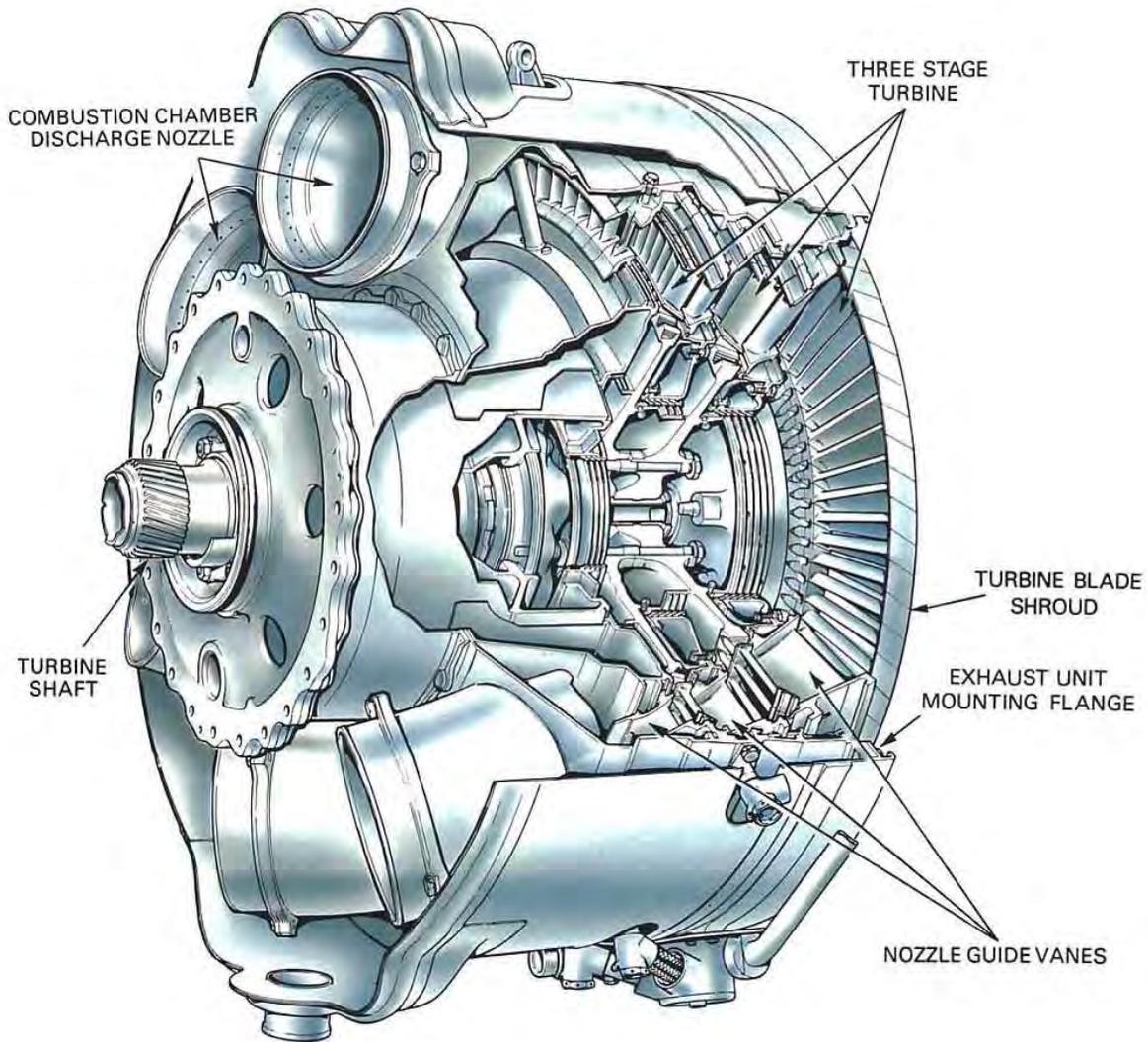


DB/SPF construction

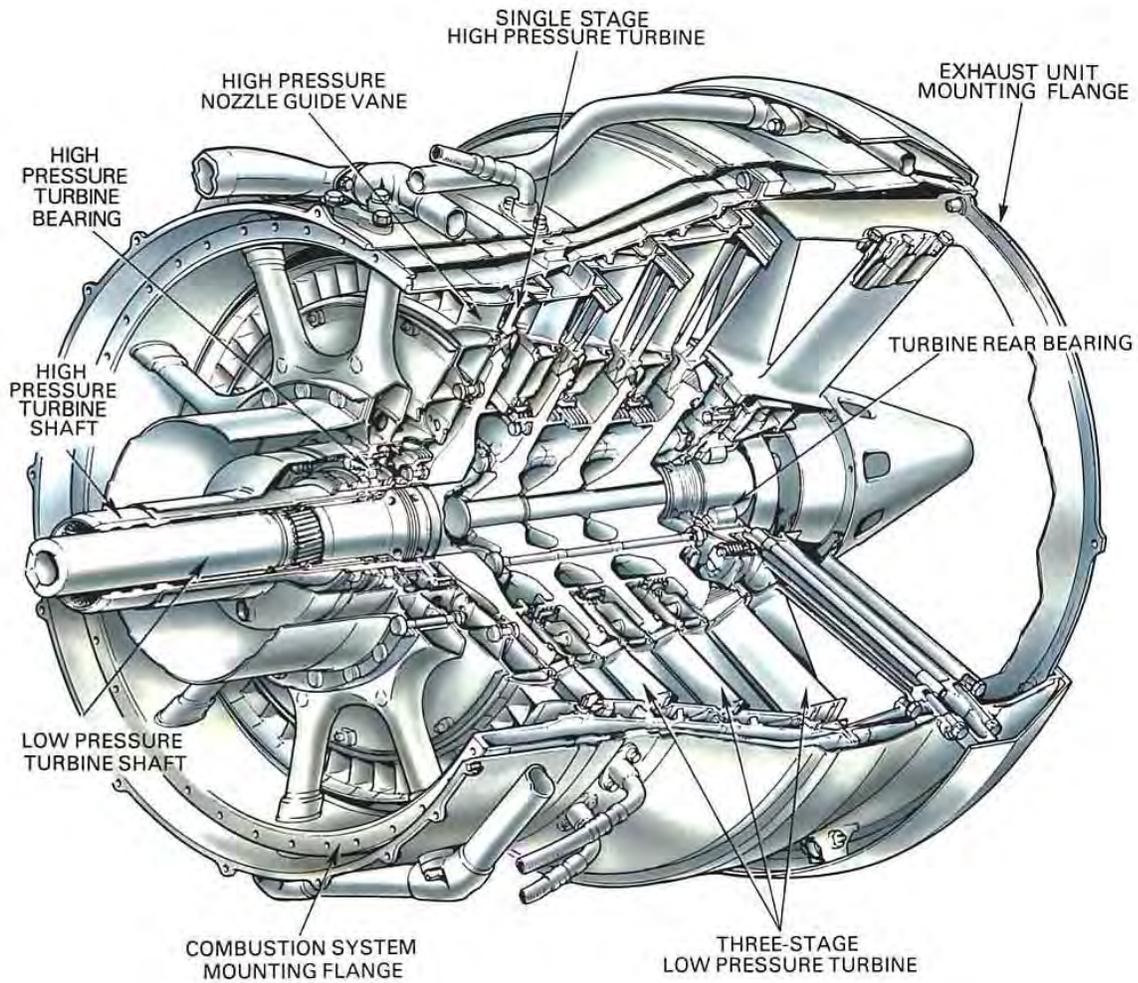


Rolls-Royce

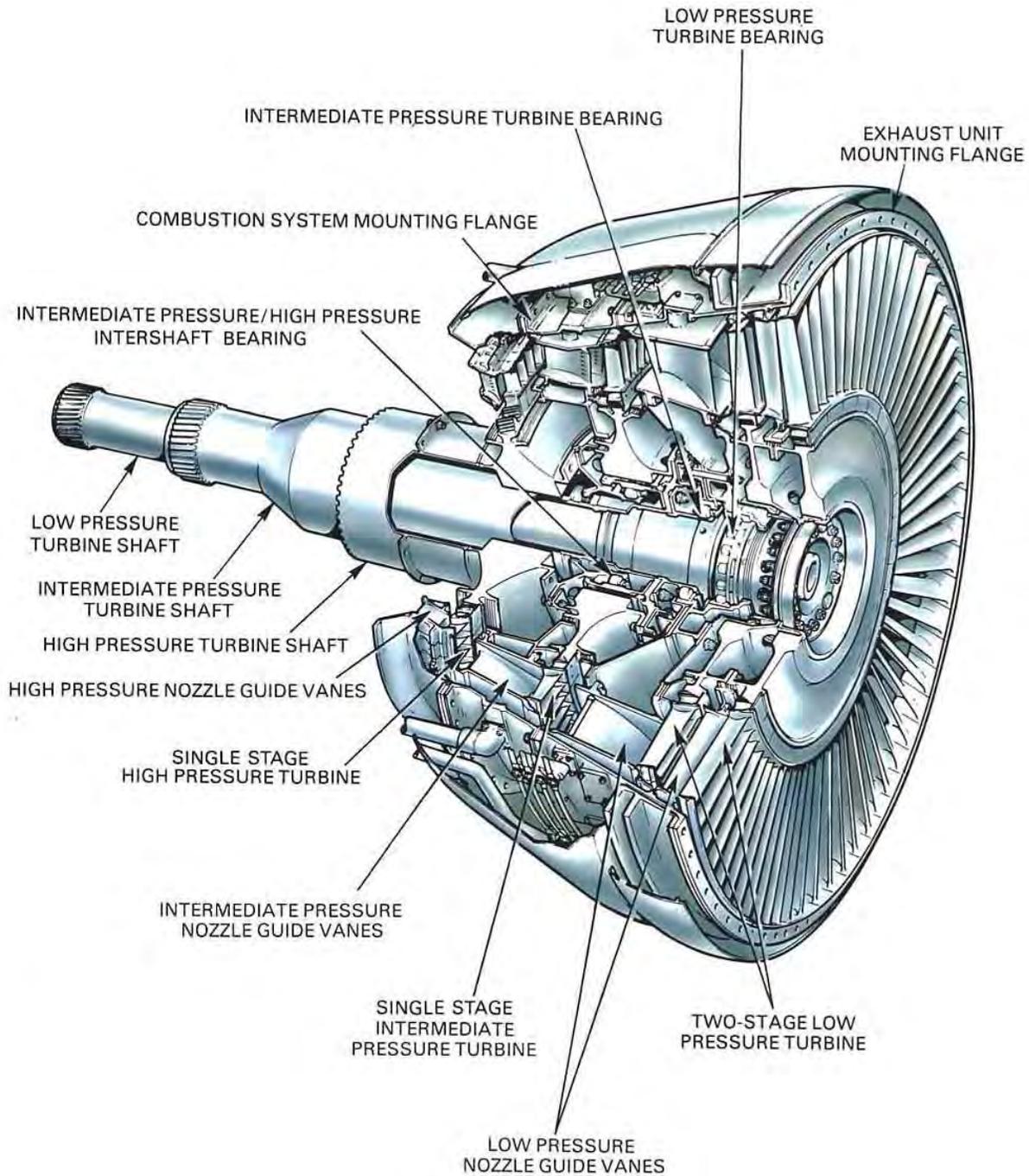
13.22 TURBINE ASSIALI SINGLE SPOOL



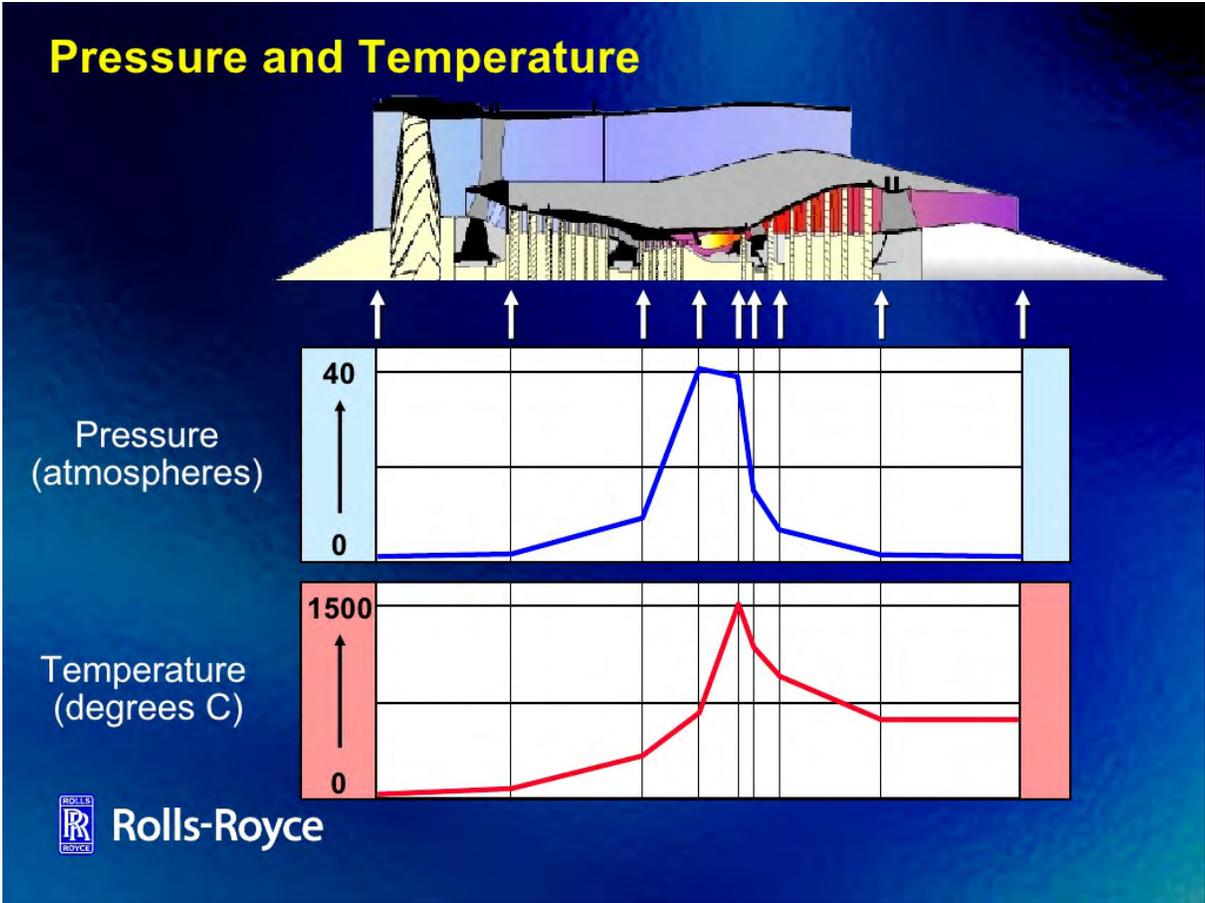
13.23 TURBINE ASSIALI TWIN SPOOL



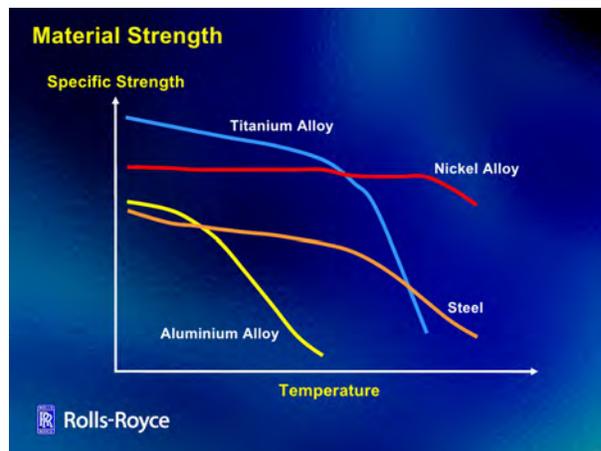
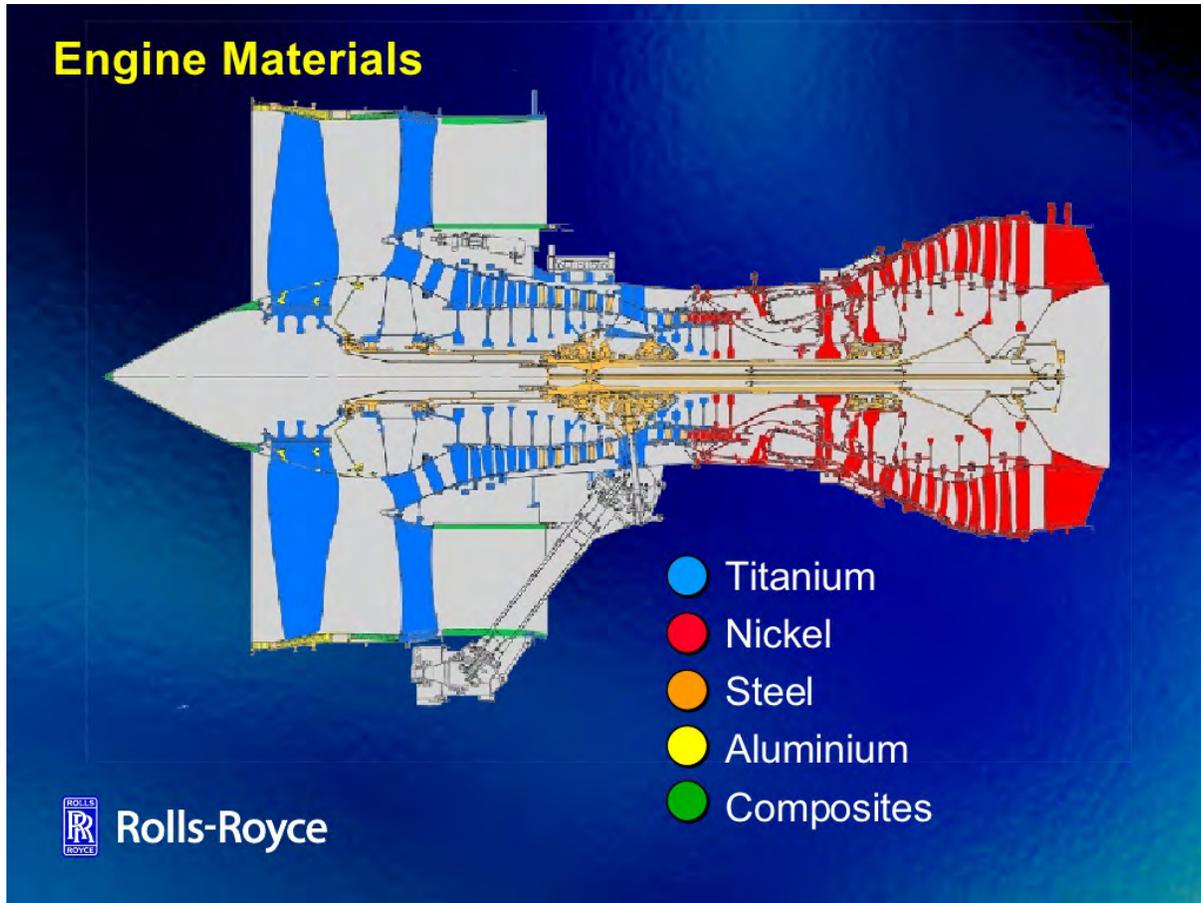
13.24 TURBINE ASSIALI TRIPLE SPOOL



13.25 TURBINE: p, T



13.26 MATERIALI



13.27 SPOOLS

Why 3 Shafts?

Long / Medium-Haul
(40,000-100,000lbs thrust):

Range
Fuel consumption

- Requires high:
 - Overall pressure ratio
 - Turbine entry temperature
 - Bypass ratio

Short / Medium-Haul
(8,000 - 40,000lbs thrust):

Acquisition Cost
Maintenance

- Simpler engine, hence moderate:
 - Overall pressure ratio
 - Turbine entry temperature
 - Bypass ratio

Three-Shaft Configuration

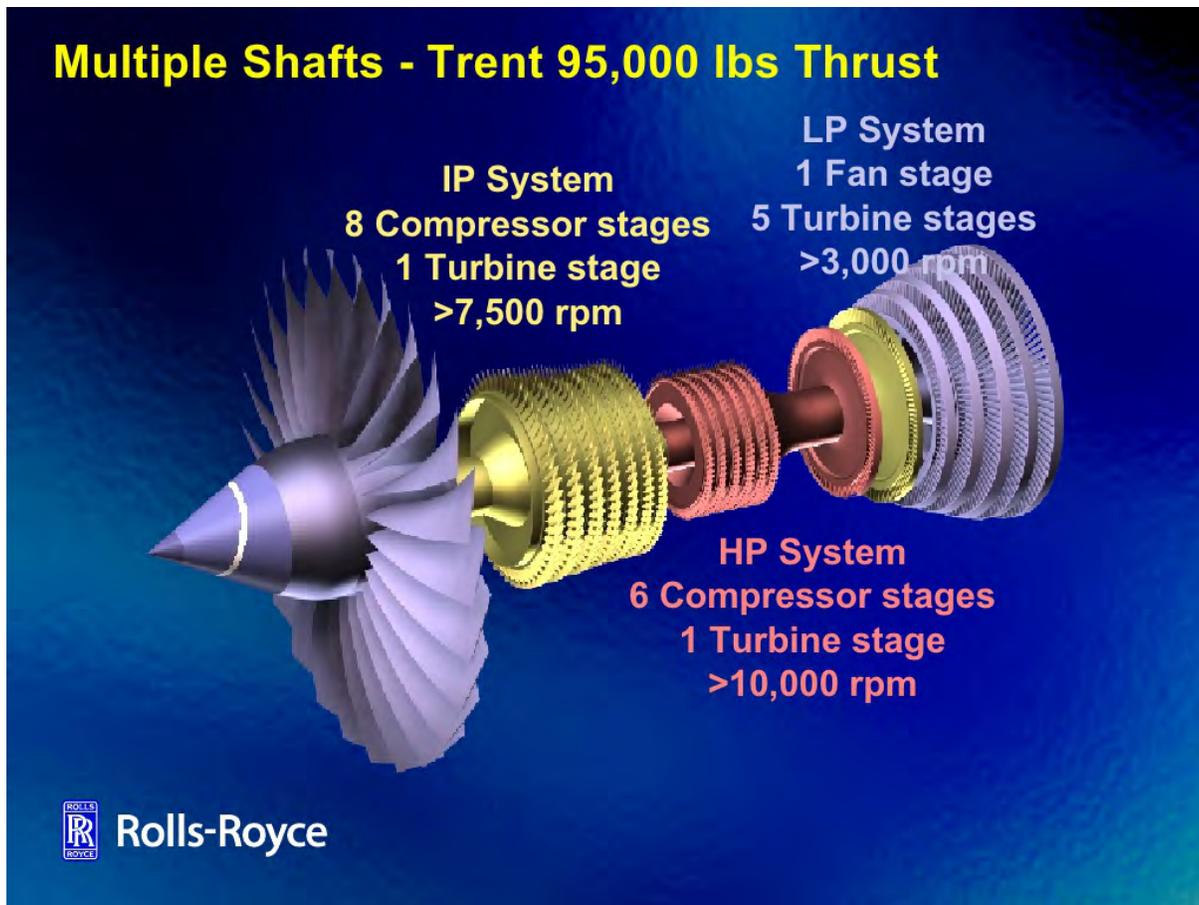
Two-Shaft Configuration



Rolls-Royce

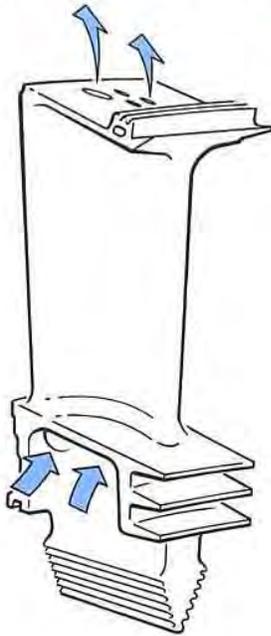
The diagram illustrates the trade-offs between three-shaft and two-shaft engine configurations. For long/medium-haul flights (40,000-100,000 lbs thrust), a three-shaft engine is preferred for its superior range and fuel efficiency, achieved through high overall pressure ratios, turbine entry temperatures, and bypass ratios. For short/medium-haul flights (8,000-40,000 lbs thrust), a two-shaft engine is favored for its lower acquisition cost and maintenance requirements, achieved through a simpler engine design with moderate performance parameters. The three-shaft configuration is shown with three distinct shafts (blue, yellow, red) and a blue fan, while the two-shaft configuration has two shafts (red, blue) and a blue fan.

13.28 VELOCITÀ DI ROTAZIONE

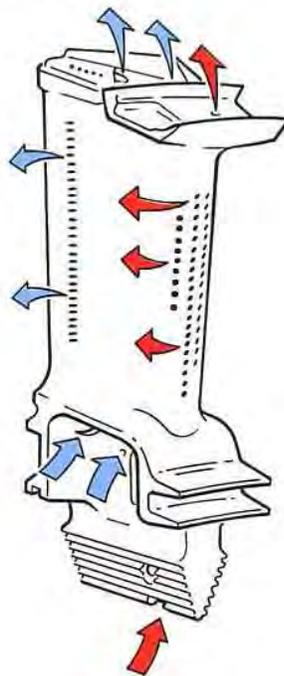


13.29 TURBINE ASSIALI RAFFREDDAMENTO PALE

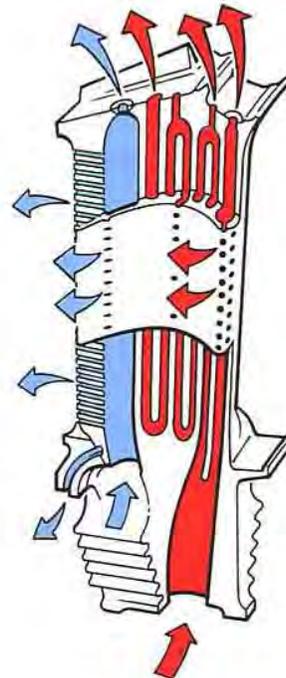
■ L.P. cooling air ■ H.P. cooling air



SINGLE PASS,
INTERNAL COOLING
(1960's)

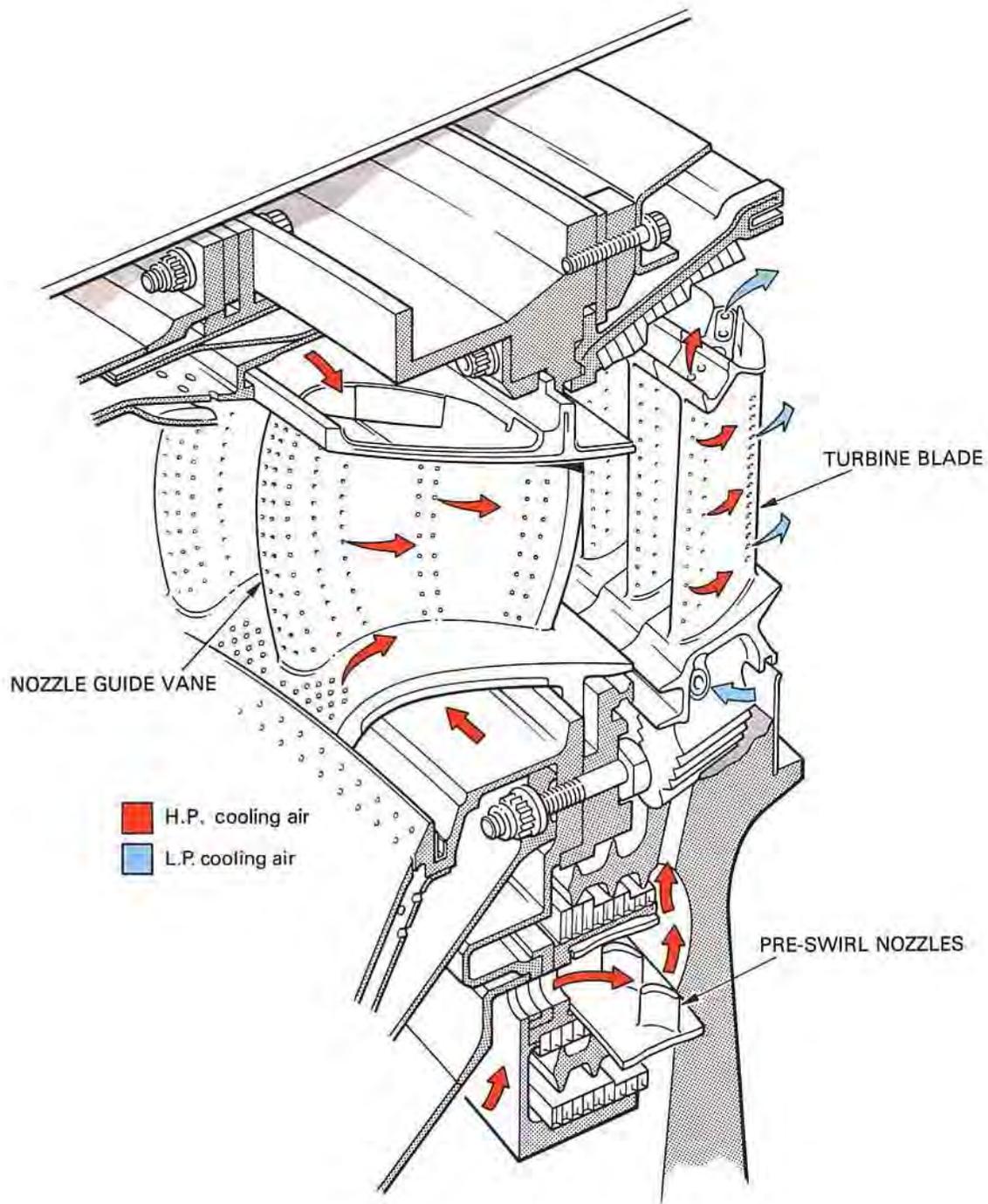


SINGLE PASS,
MULTI-FEED
INTERNAL COOLING
WITH FILM COOLING
(1970's)



QUINTUPLE PASS,
MULTI-FEED
INTERNAL COOLING
WITH EXTENSIVE
FILM COOLING

13.30 TURBINE ASSIALI RAFFREDDAMENTO PALE



13.31 GRADO DI REAZIONE

$$\mathcal{R} = \frac{\Delta h_{rotore}}{\Delta h_{stadio}}$$

$\mathcal{R} = 0$ Macchina ad Azione:

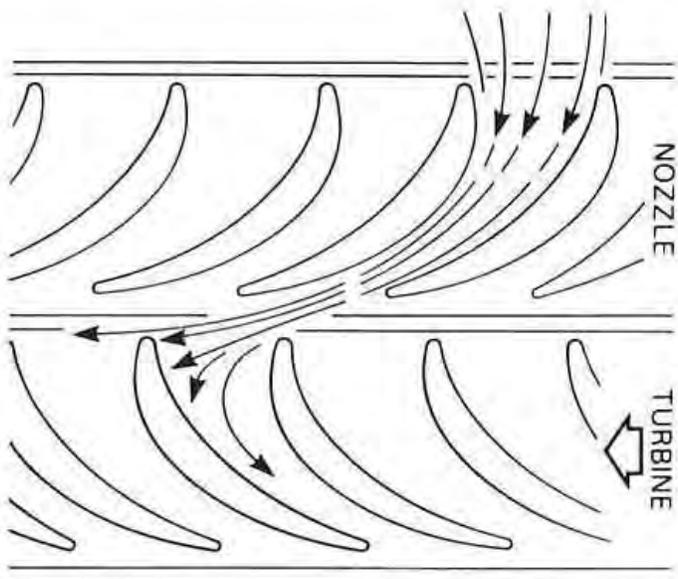
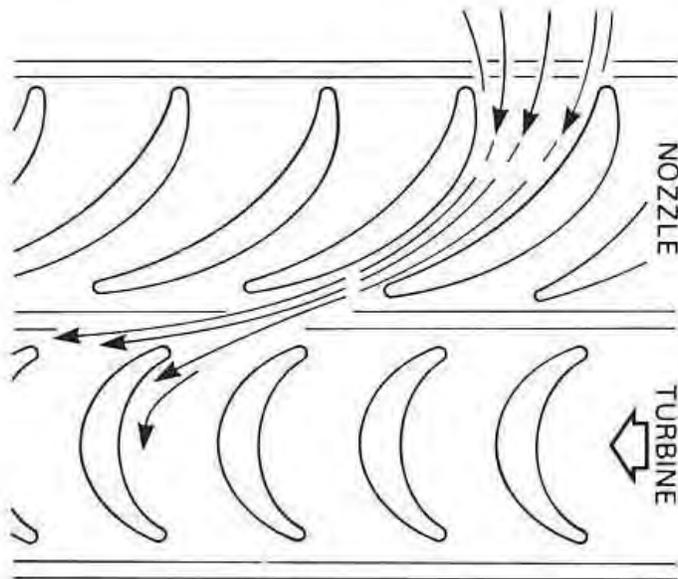
Rotore: $\mathcal{R} = \Delta h_{rot} = 0, \Delta T_{rot} = 0, \Delta p_{rot} = 0$

$0 < \mathcal{R} < 1$ Macchina a Reazione:

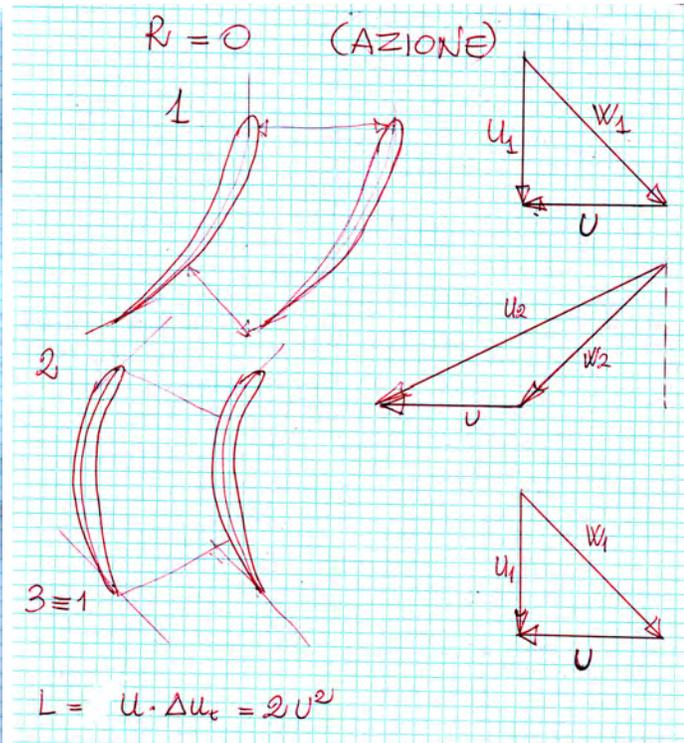
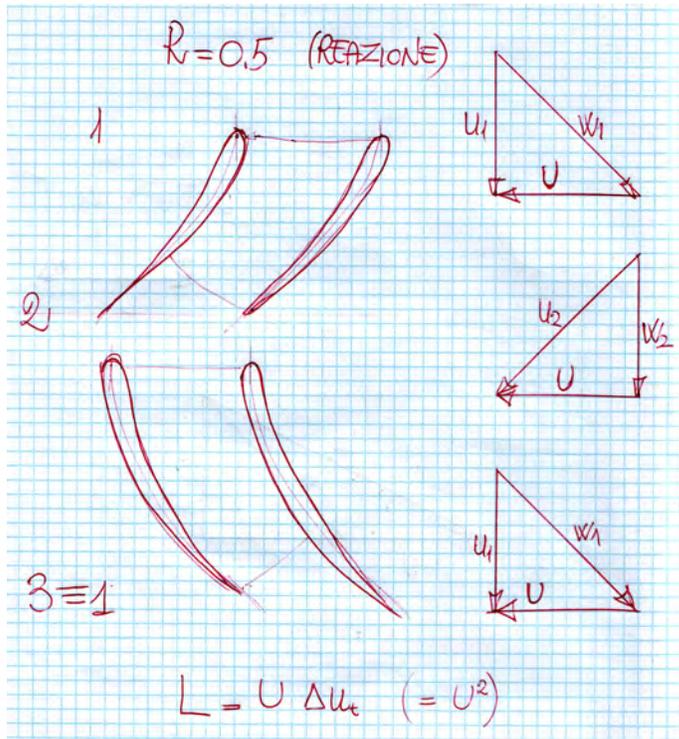
$\Delta h, \Delta T, \Delta p \neq 0$ sia in statore che rotore

- PRESTAZIONI OTTIME PER $\mathcal{R} = 0,5$
- TUTTAVIA, MACCHINE AD AZIONE (PER TURBINE):
 - ELABORANO UN MAGGIORE LAVORO PER STADIO (PIÙ LEGGERE)
 - TUTTO IL ΔT ELABORATO NELLO STATORE (T INGRESSO ROTORE PIÙ BASSA)

13.32 TURBINE ASSIALI AZIONE/REAZIONE



13.33 TURBINE ASSIALI REAZIONE/AZIONE



14.1 REQUISITI PROPULSIVI DI UN AEROPLANO

- DETERMINARE SPINTA F RICHIESTA NELLE DIVERSE CONDIZIONI OPERATIVE
- RAPPORTARLA ALLA SPINTA *STATICA* F_{00} ($z = 0, V_0 = 0, \text{MANETTA } 100\%$)

$$F \simeq \dot{m}_a (u_e - V_0) \quad (329)$$

- IN VOLO $F < F_{00}$ A CAUSA DI:
 - TERMINE SOTTRATTIVO $-V_0$;
 - MINORE $\rho_a \rightarrow \dot{m}_a$;
 - MINORE T_4

- *MANETTA*: % DI \dot{m}_f RISPETTO AL VALORE CHE DÀ LA $T_{4,max}$

1. DECOLLO: 100% PER 0.7 min (42 s);
2. FASE SALITA INIZ. (fino ~ 900 m): 85% (2.2 min);
3. SUCCESSIVA SALITA: PROGRESSIV. RIDOTTA \rightarrow
4. CROCIERA: 65%

14.2 THRUST RATIO $TR = F/F_{00}$

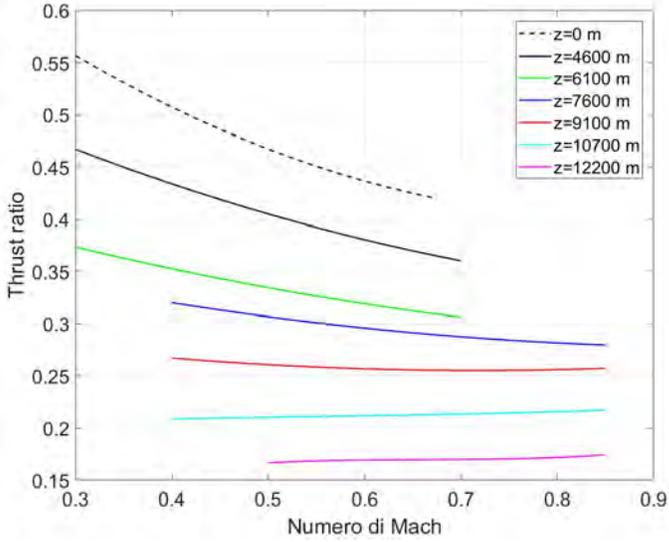
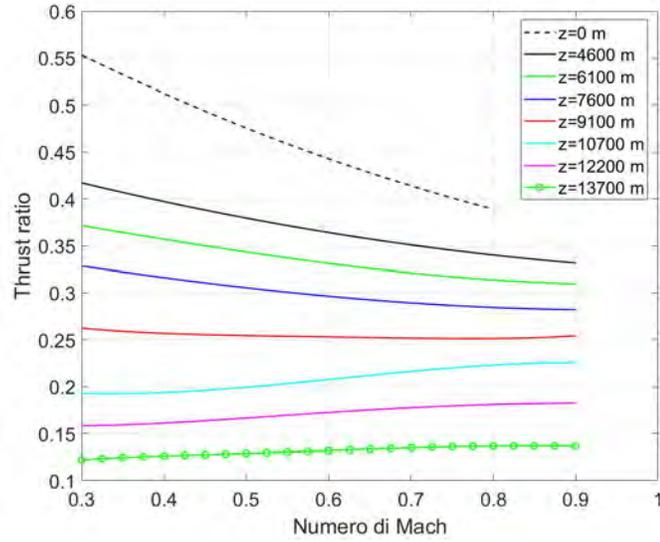


Figure 4: $BPR = 4.5$



$BPR = 6$

14.3 SPECIFIC AIR RANGE

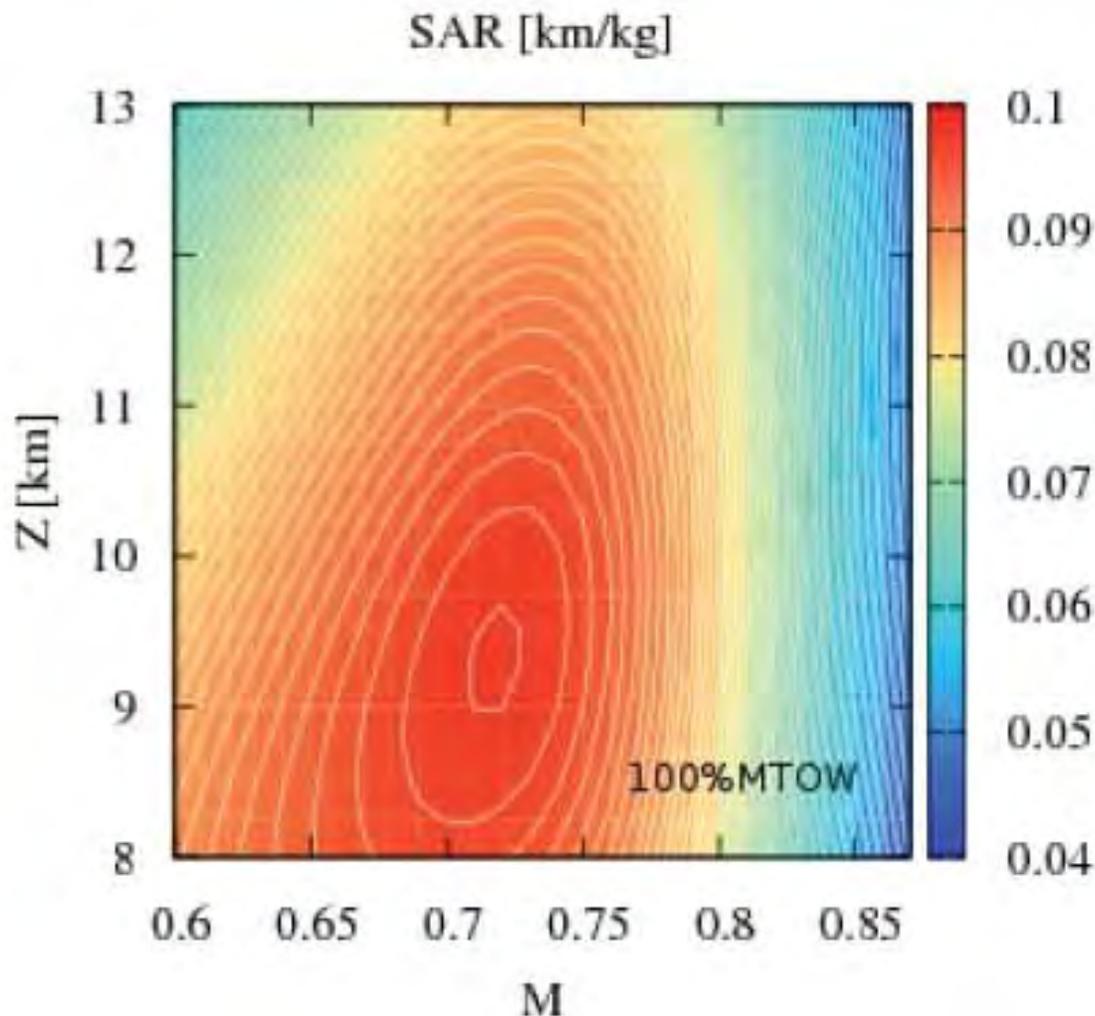
$$SAR = \frac{V_0}{TSFC \cdot F} = \frac{V_0}{TSFC} \cdot \frac{L}{D} \cdot \frac{1}{W} = \frac{a \cdot M_0}{TSFC} \cdot \frac{L}{D} \cdot \frac{1}{W} \quad (330)$$

- DIPENDENZA CRUCIALE DA L/D
- COMPONENTI RESISTENZA AERODIN. D :
 VISCOSA INDOTTA ONDA



$$SAR = SAR(z, M_0) \quad (331)$$

14.4 $SAR(z, M_0)$



- LINEE AEREE VOLANO A $M_0 > M_{0,opt}$ PER AUMENTARE PRODUTTIVITÀ
- RIDUZ. 1% $SAR \rightarrow$ AUMENTO 4 – 5 % V_0
- z LIMITATA DA PESO ALI, IMPENNAGGI, MOTORI, CABINA (Δp CON AMBIENTE)

14.5 SPINTA RICHIESTA IN CROCIERA

$$F = D = \frac{L}{L/D} = \frac{W}{L/D} \quad (332)$$

● CORRISPONDENTE SPINTA STATICA:

$$F_{00} = \frac{F}{TR(M_0, z)} \quad (333)$$

14.6 SPINTA RICHIESTA IN SALITA

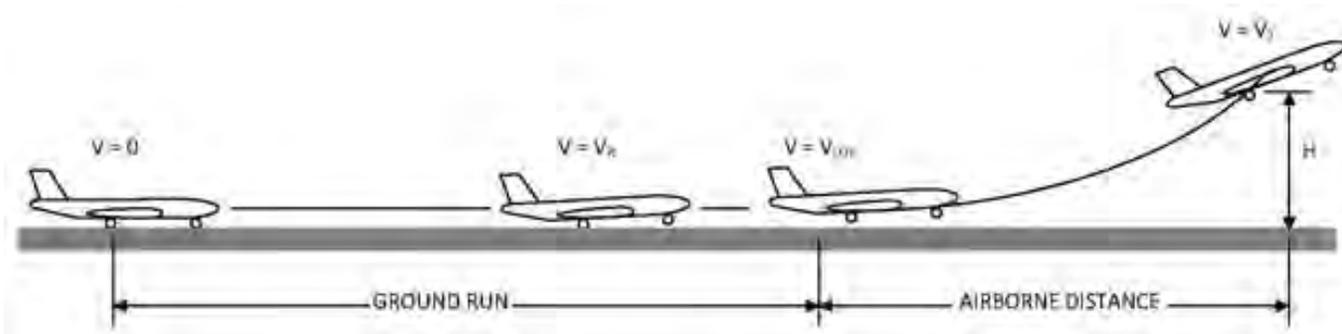
$$F = \frac{W}{L/D} + W \sin \gamma \quad (334)$$

- γ ANGOLO DI SALITA

$$F_{00} = \frac{F}{TR(M_0, z)} \quad (335)$$

- $F_{CLIMB} > F_{CRUISE}$

14.7 SPINTA RICHIESTA AL DECOLLO CON TUTTI MOTORI OPERATIVI



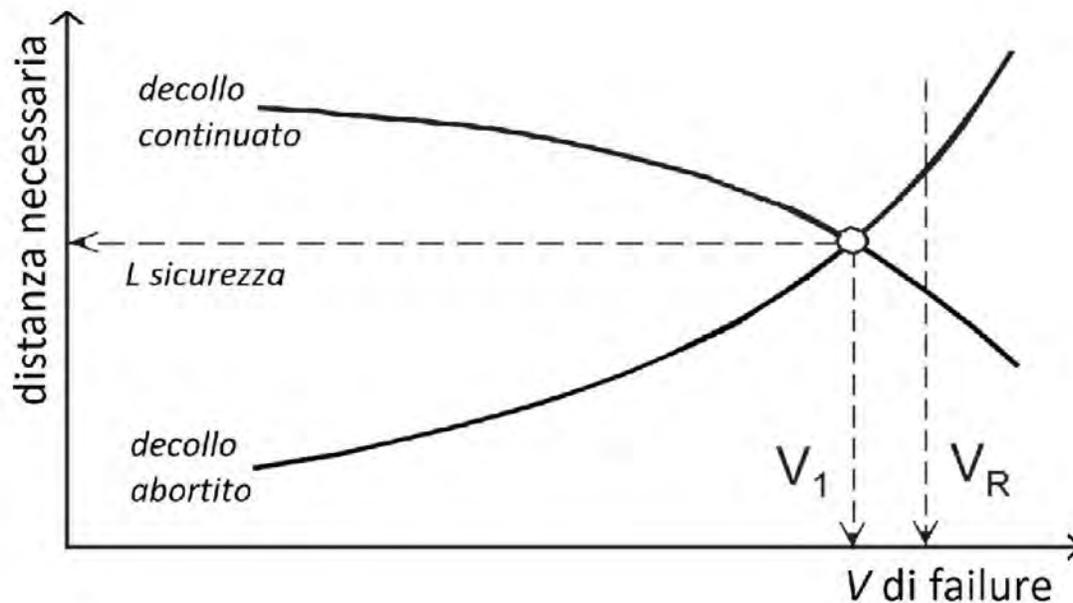
$$V_{LOF} = 1.1 \cdot V_{stall} \quad (336)$$

$$W = C_{L,max} \frac{\rho V_{stall}^2}{2} S_{wing} \rightarrow V_{stall} \quad (337)$$

- LUNGHEZZA DI PISTA $\leftrightarrow F$

14.8 SPINTA RICHIESTA AL DECOLLO IN CONDIZIONI OEI

● ONE ENGINE INOPERATIVE

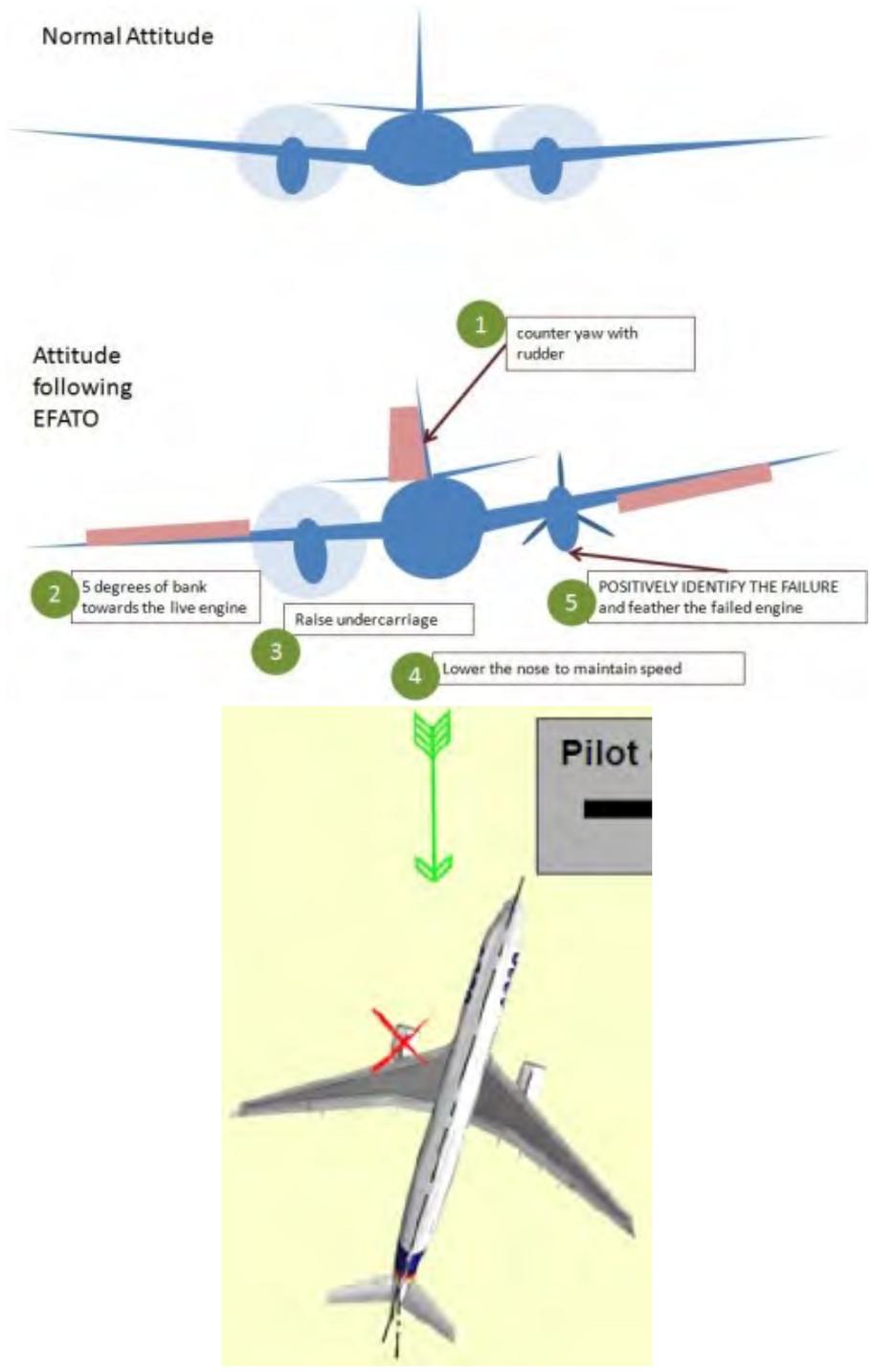


- SE AVARIA AVVIENE A $\begin{cases} V < V_1 \rightarrow \text{DECOLLO ABORTITO} \\ V > V_1 \rightarrow \text{DECOLLO CONTINUATO} \end{cases}$

- $N - 1$ MOTORI DEVONO FORNIRE SPINTA DI N

→ ECCESSO DI SPINTA $\frac{N}{N-1} - 1 = \begin{cases} 100\% & \text{bimot.} \\ 50\% & \text{trimot.} \\ 33\% & \text{quadrimot.} \end{cases}$

14.9 VOLO IN CONDIZIONI OEI



14.10 NUMERO DI MOTORI, ETOPS (1/2)

- 1945: AEREI 2 e 3 MOTORI: 45 min
- 1953: AEREI 2 e 3 MOTORI: 60 min
- 1963: AEREI 3 MOTORI: 90 min
- 1985: AEREI 2 MOTORI: 120 min
- 1988: AEREI 2 MOTORI: 180 min
- ORIGINARIAMENTE *EXTENDED TWIN-ENGINE OPERATION*
- POI *EXTENDED OPERATIONS*
- UFFICIOSAMENTE *ENGINES TURN OR PASSENGERS SWIM*



numero motori	spinta complessiva in condizioni normali	spinta da installare per tener conto di OEI	spinta del singolo motore
4	100	$(4/3) \cdot 100 \simeq 133$	$133/4 \simeq 33$
3	100	$(3/2) \cdot 100 = 150$	$150/3 = 50$
2	100	$(2/1) \cdot 100 = 200$	$200/2 = 100$

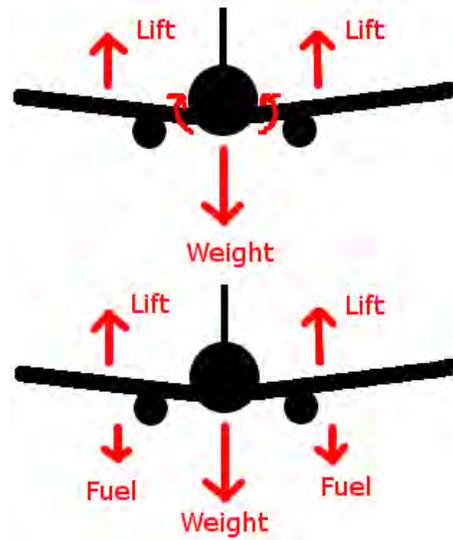
14.11 NUMERO DI MOTORI, ETOPS (2/2)

- 2 MOTORI → MINORE MANUTENZIONE
- 3 MOTORI → (ANNI '60 – '70, PRESUNTO MIGLIOR COMPROMESSO PER AFFIDABILITÀ, 90 min)
- 4 MOTORI → MINORE ALTEZZA DA TERRA PER AEREI MOLTO GRANDI

14.12 POSIZIONE DEI MOTORI: PRO E CONTRO

SULL'ALA	IN CODA
<p>SOLLIEVO MOMENTO FLESSION. ALA E FUSOLIERA → PIÙ LEGGERE PIÙ INTESO RUMORE IN CABINA</p>	<p>MAGGIORE SPAZIO DA TERRA (UNICA OPZIONE PER A/C < 50 pax) MIGLIORE AERODINAMICA ALI LINEE COMBUST. PIÙ LUNGHE CENTRO GRAVITÀ PIÙ IN CODA → MINORE BRACCIO TIMONI → RIBALTAMENTO MINORE IMBARDATA PER OEI → TIMONE PIÙ PICCOLO (MINOR PESO/RESISTENZA) → ATTERRAG. EMERG. PIÙ SICURO PERICOLO FRAMMENTI CALDI IN CASO ATTERRAGGIO CRASH</p>

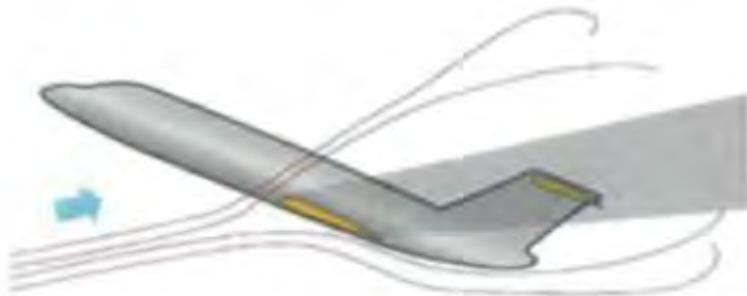
14.13 WING-MOUNTED vs. REAR-MOUNTED



14.14 CODA A T



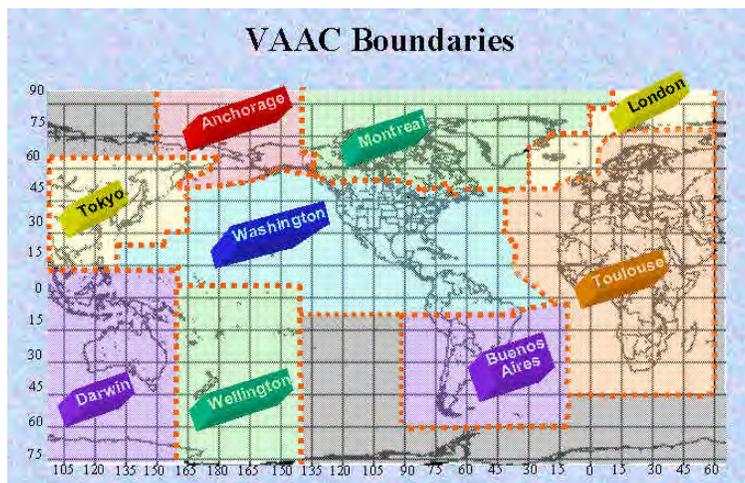
Normal flight



Deep stall condition - T-tail in shadow of wing

14.15 EFFETTO DI NUBI DI CENERI VULCANICHE

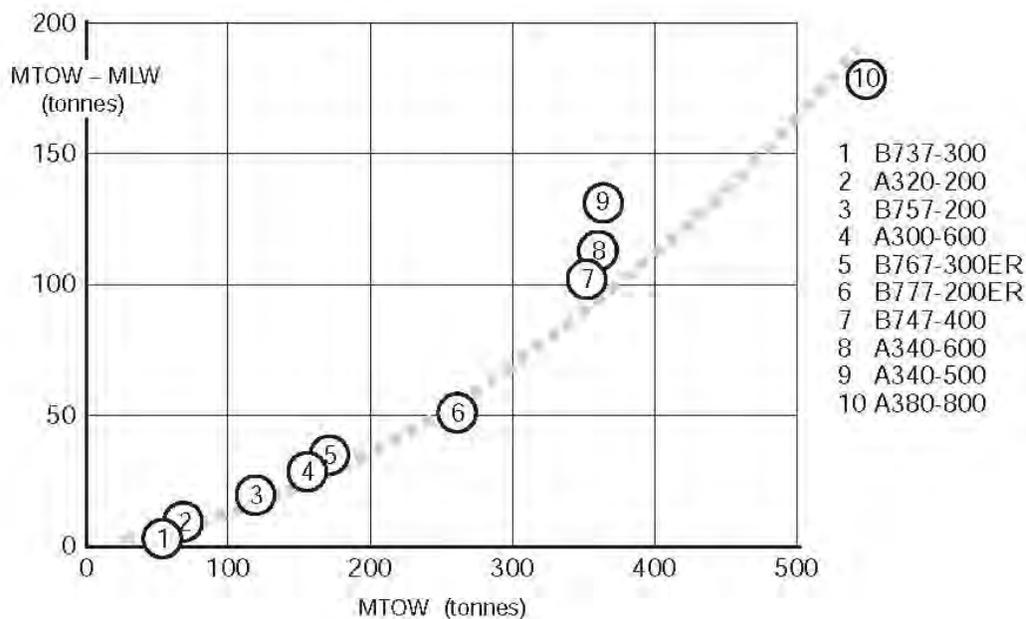
- CENERI ERODONO PALE FAN E COMPRESSORE
→ STALLO → SPEGNIMENTO
- CENERI: MIX COMPONENTI SOLIDA E VETROSA
- PER $T > T_{transiz\ vetrosa}$ COMP. VETROSA DIVENTA PASTOSA → OSTRUZIONE FORI *LINER* E INIETTORI → SPEGNIMENTO
- INOLTRE, ABRASIONE PARABREZZA (VISIBILITÀ)
→ RIDURRE T_4 PER NON SUPERARE $T_{transiz\ vetrosa}$
→ RIDUZIONE F
- PREDISPOSTI 9 *Volcanic Ash Advisory Centers* PER MONITORARE E INFORMARE



- COSTI: 1989 B747: 80 M\$ (SOSTITUZ. MOTORI)
2010: ERUZ. ISLANDA, PERDITE 2 G\$
(CANCELLAZIONE VOLI)

14.16 SCARICO DEL COMBUSTIBILE

- CARRELLI DIMENSIONATI PER MAX LANDING WEIGHT (MLW) < MAX TAKE-OFF WEIG. (MTOW (PER CONSUMO COMBUSTIBILE, SPECIE PER VOLI A LUNGO RAGGIO))



- SE L'AEREO DEVE RIENTRARE POCO DOPO IL DECOLLO, DEVE SCARICARE PARTE DEL COMBUSTIBILE PER RIMANERE ENTRO MLW
- L'OPERAZIONE PUÒ DURARE FINO A 30 – 45 min
- IN EMERGENZA, IL PILOTA PUÒ RIENTRARE CON PESO > MLW, MA POI L'AEREO DEVE ESSERE ISPEZIONATO

15.1 MOTORI VOLUMETRICI A COMBUSTIONE INTERNA

- PREFERIBILI PER $P \leq 300$ kW PER MINORE COSTO RISPETTO TP, MA...
- MAGGIORI COSTI DI MANUTENZIONE
- TUTTI MOTORI SVILUPPATI ANNI 1950/60
- UTILIZZANO BENZINA AVIO, MOLTO COSTOSA
- ANTIDETONANTE: PIOMBO TETRAETILE

- CLASSIFICAZIONE:
 - * AD ACCENSIONE COMANDATA (Otto):
COMBUSTIONE A $v=\text{cost}$
 - * AD ACCENSIONE SPONTANEA (Diesel):
COMBUSTIONE A $p=\text{cost}$

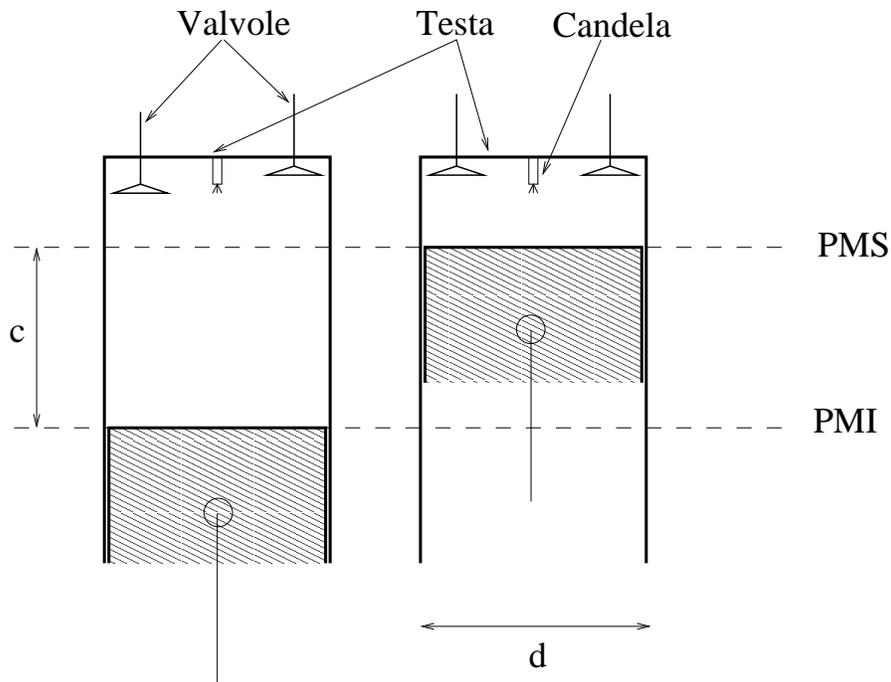
- # CICLO A 2 TEMPI
- # CICLO A 4 TEMPI

- + RAFFREDDAMENTO AD ARIA
- + RAFFREDDAMENTO AD ACQUA

15.2 REQUISITI SPECIFICI DEI MOTORI AERONAUTICI

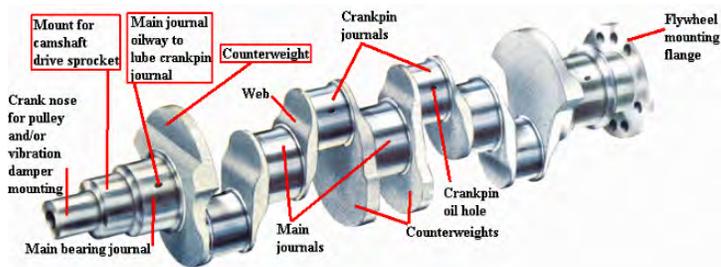
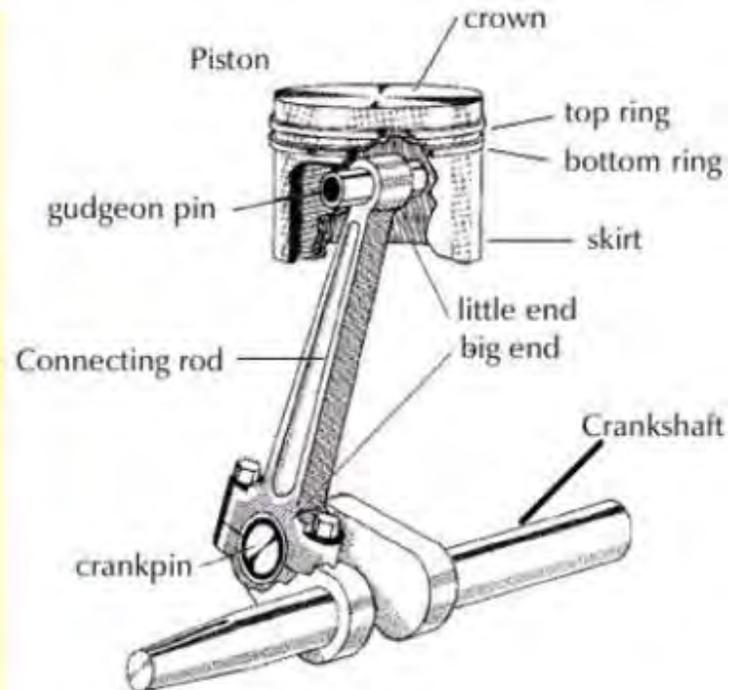
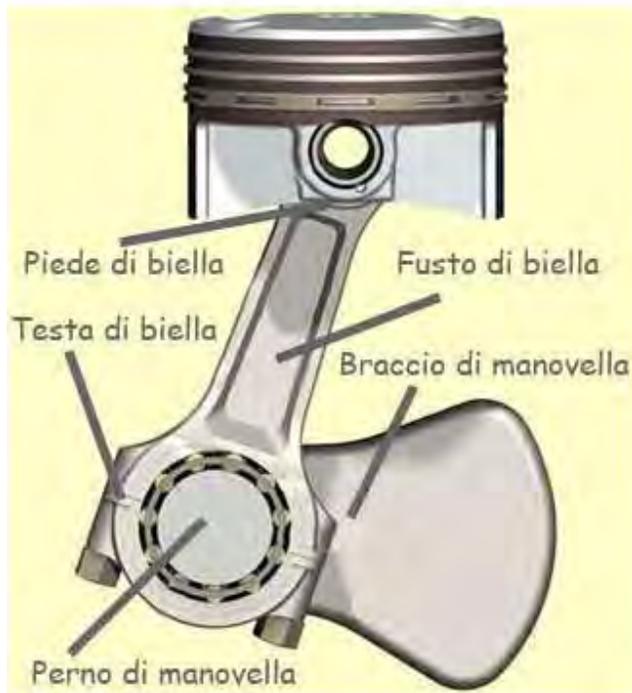
- LEGGEREZZA, ALTO RAPPORTO P/m_{eng}
- INDIPENDENZA DA QUOTA VOLO
- BASSO INGOMBRO FRONTALE
- SICUREZZA (2 CANDELE PER CILINDRO)
- BENZINA AD ALTO POTERE ANTIDETONANTE E BASSA p_{vap}

15.3 DEFINIZIONI

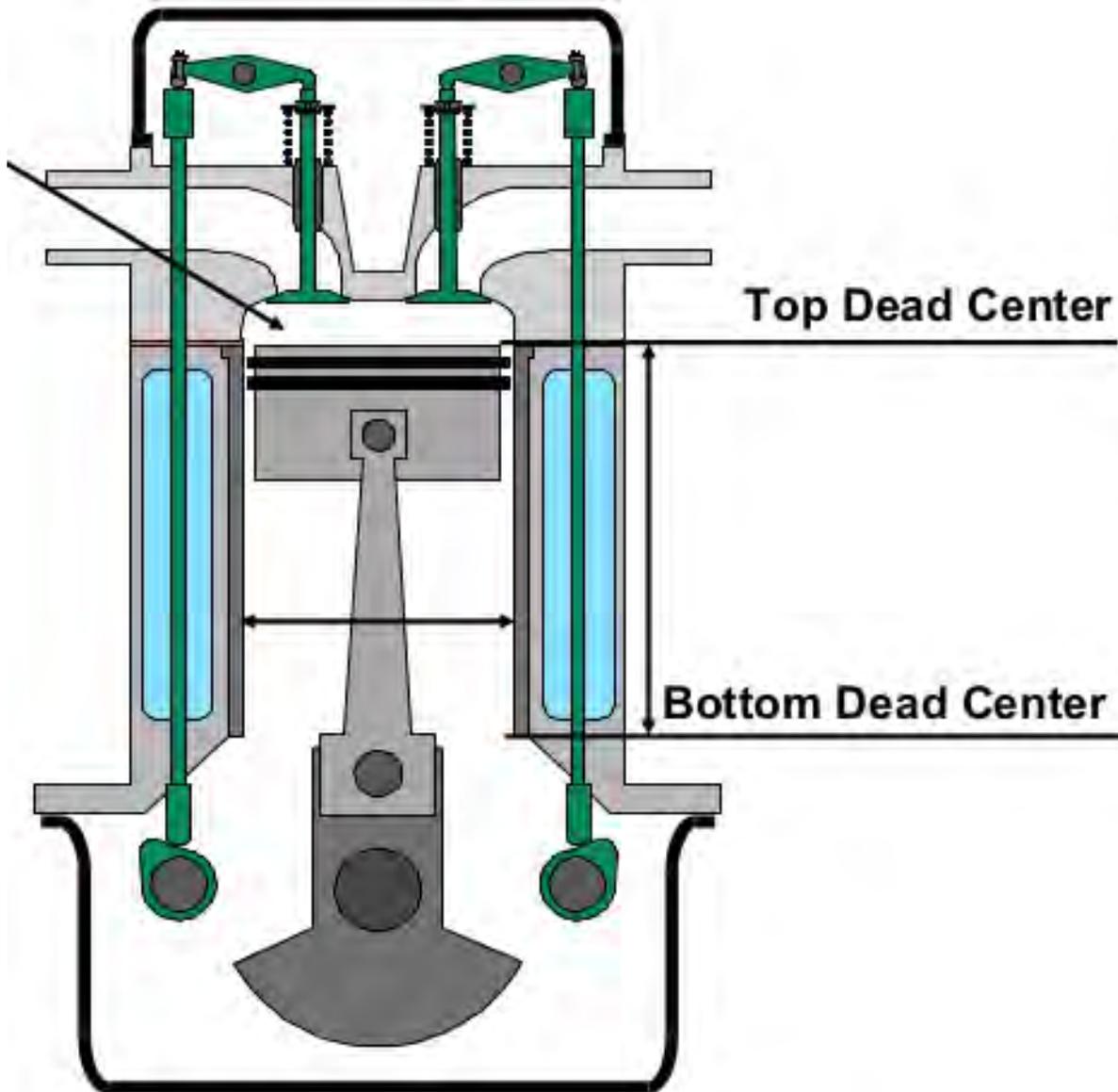


- Punto morto superiore (PMS)
- Punto morto inferiore (PMI)
- Volume totale del cilindro \mathcal{V}_1
- Volume della camera di combustione \mathcal{V}_2
- Rapporto di compressione volumetrico $r = \mathcal{V}_1/\mathcal{V}_2$
- Corsa (*stroke*)
- Diametro o alesaggio (*bore*)
- N Numero di cilindri
- Cilindrata $\mathcal{V}_c = (\mathcal{V}_1 - \mathcal{V}_2) \cdot N$

15.4 MECCANISMO BIELLA-MANOVELLA ALBERO A GOMITI



**15.5 FASCE ELASTICHE
ALBERO A CAMME**



15.6 RELAZIONI GENERALI

- $m_m = \rho_1 \mathcal{V}_c$ MASSA MISCELA NEL/I CILINDRO/I
 $\rightarrow = m_a + m_f$
- $\alpha = m_a/m_f \simeq \alpha_{st} \simeq 15, m_m/m_f = \alpha + 1$
- $\eta_{th} = \frac{L_u}{Q_{in}}$
- $L_u = \eta_{th} Q_{in} = \frac{\eta_{th} m_f Q_f}{m_m} = \frac{\eta_{th} Q_f}{\alpha + 1}$
- $m_m L_u$ LAVORO UTILE PER CICLO
- $n/(2 \cdot 60)$ N. CICLI AL SECONDO
- $P_u = \frac{m_m L_u}{2 \cdot 60/n} = \frac{\rho_1 \mathcal{V}_c \eta_{th} Q_f n}{2 \cdot 60 (\alpha + 1)}$
- $SFC = \frac{\dot{m}_f}{P_u} = \frac{m_f}{m_m L_u} = \frac{1}{\eta_{th} Q_f}$

15.7 ANALISI DEL CICLO

- EQ. ENERGIA:

$$\Delta e = Q - L$$

- L LAVORO DI PRESSIONE

- EQ. ISENTR.: $T v^{\gamma-1} = \text{cost}$, OPP. $p v^{\gamma} = \text{cost}$

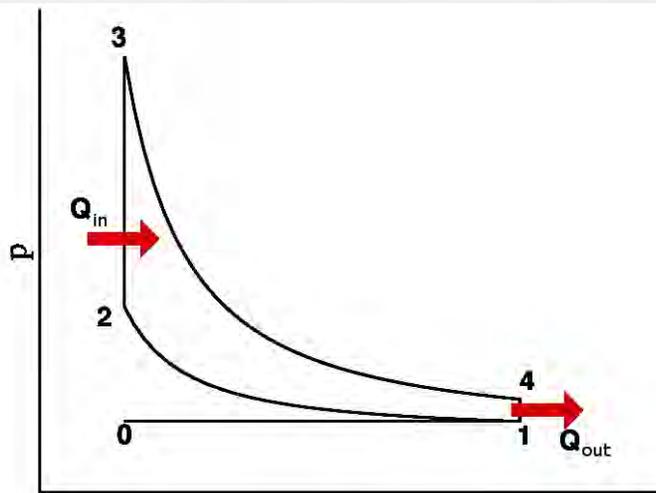
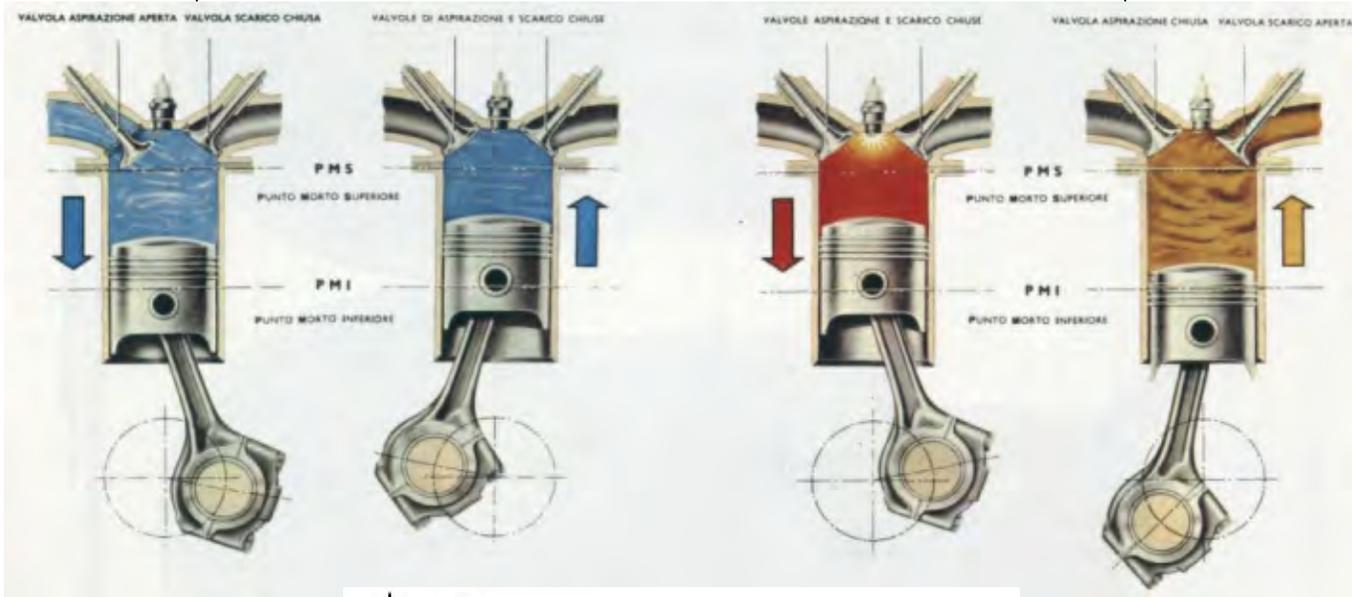
- CONVIENE STUDIARE IL CICLO SUI PIANI
 $p - v$ (PRESSIONE – VOLUME SPECIFICO)
OPPURE

$p - \mathcal{V}$ (PRESSIONE – VOLUME INDICATO)

- $v \propto \mathcal{V}$ A VALVOLE CHIUSE

- $L = \int p dv$ PER TRASFORMAZ. REVERSIBILI

15.8 CICLO OTTO IDEALE (1)



	TEMPO	FASE	MOTO	VALVOLE	
0-1	1°	ASPIRAZ.	PMS → PMI	ASPIRAZ. APERTA	
1-2	2°	COMPRES.	PMI → PMS	CHIUSE	$L_{comp} = - \int_1^2 p dv$
2-3		COMBUST.	$v = cost$	CHIUSE	$Q_{in} = \int_2^3 c_v dT$
3-4	3°	ESPANS.	PMS → PMI	CHIUSE	$L_{esp} = \int_3^4 p dv$
4-1		SCARICO	$v = cost$	SCARICO APERTA	$Q_{out} = - \int_4^1 c_v dT$
1-0	4°	ESPULS.	PMI → PMS	SCARICO APERTA	

15.9 CICLO OTTO IDEALE (2)

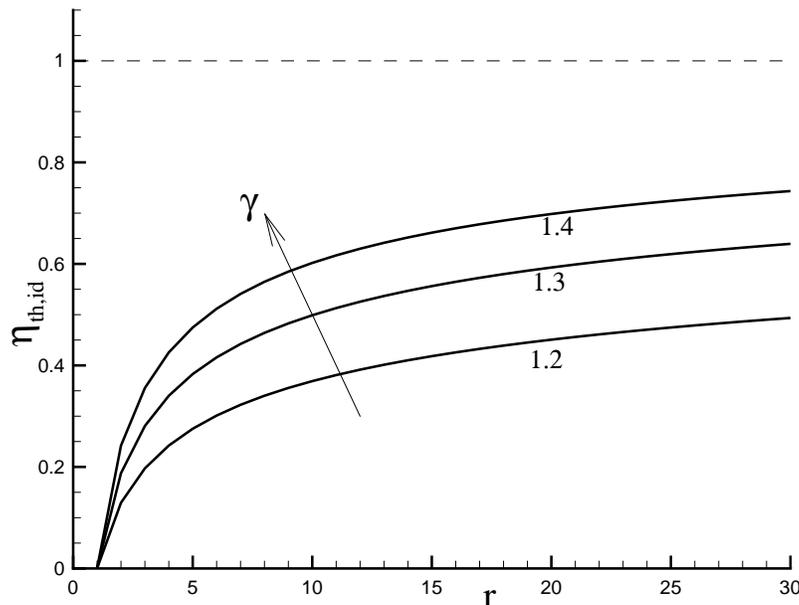
● RENDIMENTO:

$$\eta_{th,id} = \frac{L_u}{Q_{in}} = \frac{Q_{in} - Q_{out}}{Q_{in}} = 1 - \frac{Q_{out}}{Q_{in}} = 1 - \frac{c_v(T_4 - T_1)}{c_v(T_3 - T_2)} = 1 - \frac{T_1(T_4/T_1 - 1)}{T_2(T_3/T_2 - 1)}$$

ISENTROPICA: $T v^{\gamma-1} = \text{cost}$

$$\left. \begin{array}{l} T_1 v_1^{\gamma-1} = T_2 v_2^{\gamma-1} \\ T_4 v_1^{\gamma-1} = T_3 v_2^{\gamma-1} \end{array} \right\} \rightarrow \frac{T_4}{T_1} = \frac{T_3}{T_2}$$

$$\eta_{th,id} = 1 - \frac{T_1}{T_2} = 1 - \left(\frac{v_2}{v_1} \right)^{\gamma-1} = 1 - \left(\frac{v_2}{v_1} \right)^{\gamma-1} = 1 - \frac{1}{r^{\gamma-1}}$$



● CRESCE INDEFINITAMENTE CON r

15.10 CICLO OTTO IDEALE (3)

$$L_{u,id} = \eta_{th,id} Q_{in} = \frac{\eta_{th,id} \dot{m}_f Q_f}{\dot{m}_m} = \frac{\eta_{th,id} Q_f}{\alpha + 1}$$

$$P_{u,id} = \frac{\dot{m}_m L_{u,id}}{2 \cdot 60/n} = \frac{\rho_1 V_c \eta_{th,id} Q_f n}{2 \cdot 60 (\alpha + 1)}$$

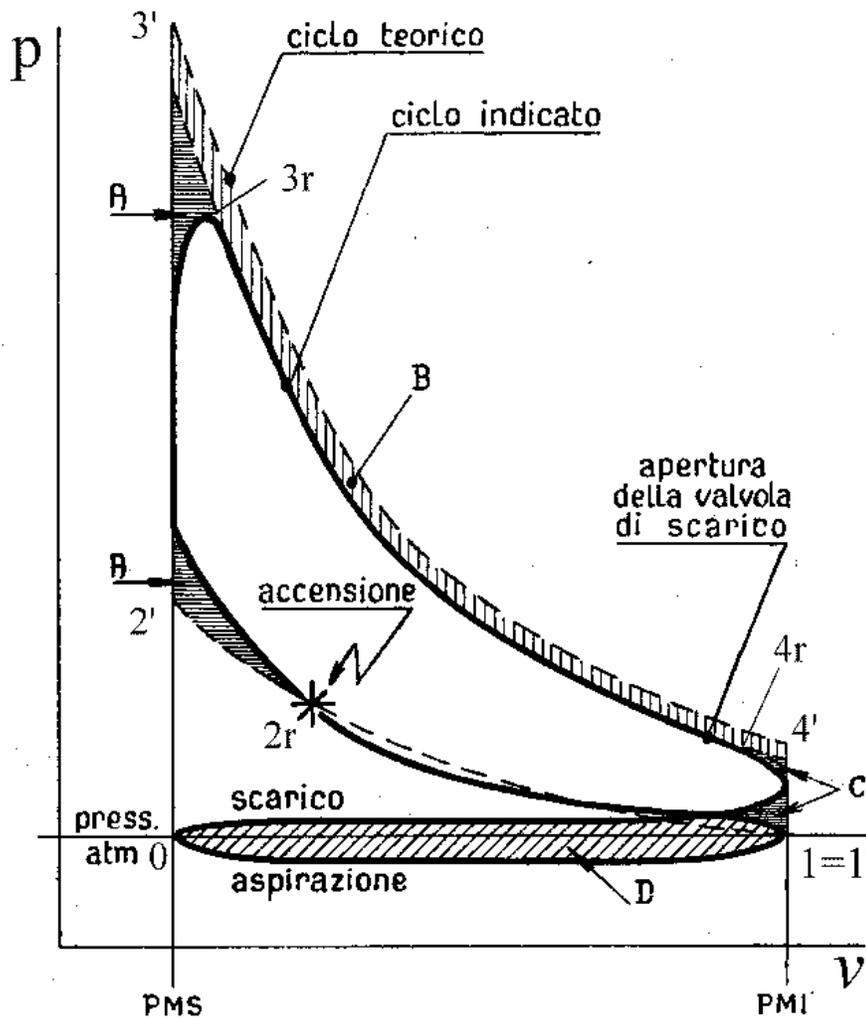
$$SFC_{id} = \frac{\dot{m}_f}{P_{u,id}} = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_m L_{u,id}} = \frac{1}{\eta_{th,id} Q_f}$$

● LIMITI:

- p_{max} NEL CILINDRO (PESO)
- DETONAZIONE (PER $r > 10$)
- VEL. MEDIA PISTONE $\bar{u} = \frac{2nc}{60} < 15$ m/s
- VELOCITÀ DI ROTAZIONE DELL'ELICA (RIDUTTORE)

→ $n \simeq 2000 \div 3000$ rpm

15.11 CICLO OTTO REALE (1)



- ASPIRAZ.: PERDITE DI CARICO ($p_{asp} < p_a$)
- COMPRES.: NÉ ADIABATICA NÉ ISENTROPICA
- COMBUSTIONE: NON ISTANTANEA
- ESPANS.: NÉ ADIABATICA NÉ ISENTROPICA
- ESPULSIONE: PERDITE DI CARICO ($p_{scar} > p_a$)

15.12 CICLO OTTO REALE (2)

- RENDIMENTO REALE $\eta_{ind} = L_{u,ind}/L_{u,id}$
- RENDIMENTO DI COMBUSTIONE η_b
- RENDIMENTO ORGANICO (O MECCANICO) η_m (ACCESSORI, ATTRITO)
- RENDIMENTO VOLUMETRICO:

$$\lambda_v = \frac{m_{m,r}}{m_{m,id}} = \frac{\rho_1 \mathcal{V}_c}{\rho_a \mathcal{V}_c} = \frac{\rho_1}{\rho_a} < 1$$

$$L_{u,ind} = \eta_{ind} L_{u,id} = \eta_{ind} \eta_{th,id} Q_{in} = \frac{\eta_{ind} \eta_{th,id} Q_f}{\alpha + 1}$$

$$L_{u,r} = \eta_m L_{u,ind}$$

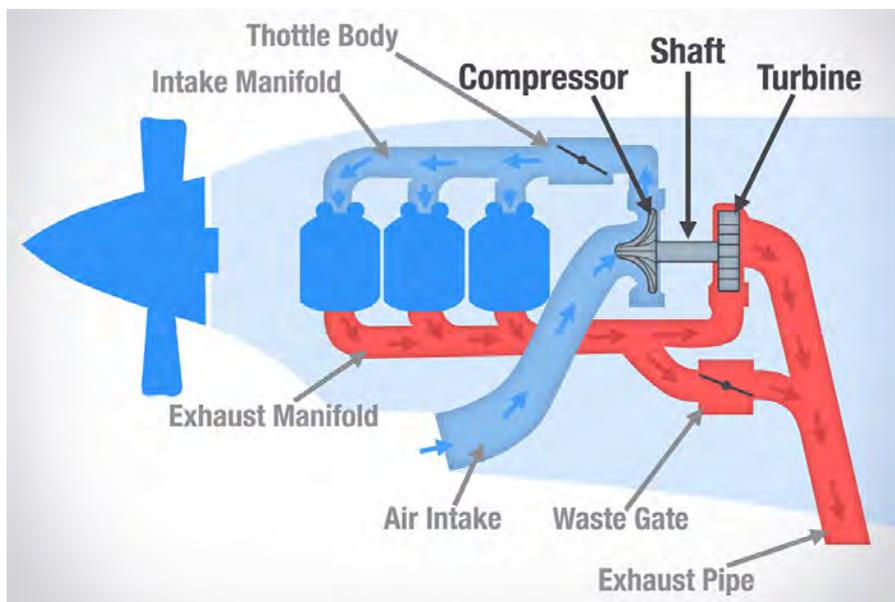
$$\eta_{th} = \eta_m \eta_b \eta_{ind} \eta_{th,id} \quad (338)$$

$$P_{u,r} = \frac{\rho_1 \mathcal{V}_c \eta_m \eta_{ind} \eta_{th,id} \eta_b Q_f n}{2 \cdot 60 (\alpha + 1)} = \frac{\rho_a \mathcal{V}_c \lambda_v \eta_{th} Q_f n}{2 \cdot 60 (\alpha + 1)} \quad (339)$$

$$\begin{aligned} SFC &= \frac{\dot{m}_f}{P_{u,r}} = \frac{m_f}{m_m L_{u,r}} = \frac{1}{(\alpha + 1) L_{u,r}} = \\ &= \frac{1}{\eta_m \eta_{ind} \eta_{th,id} \eta_b Q_f} = \frac{1}{\eta_{th} Q_f} \quad (340) \end{aligned}$$

15.13 COMPORTAMENTO IN QUOTA

- ρ_a DIMINUISCE CON QUOTA z
- MOTORI SOVRALIMENTATI:
 - SOVRALIMENTAZIONE MECCANICA (*SUPERCHARGING*)
 - SOVRALIMENTAZIONE CON TURBOCOMPRESSORE (*TURBOCHARGING*)

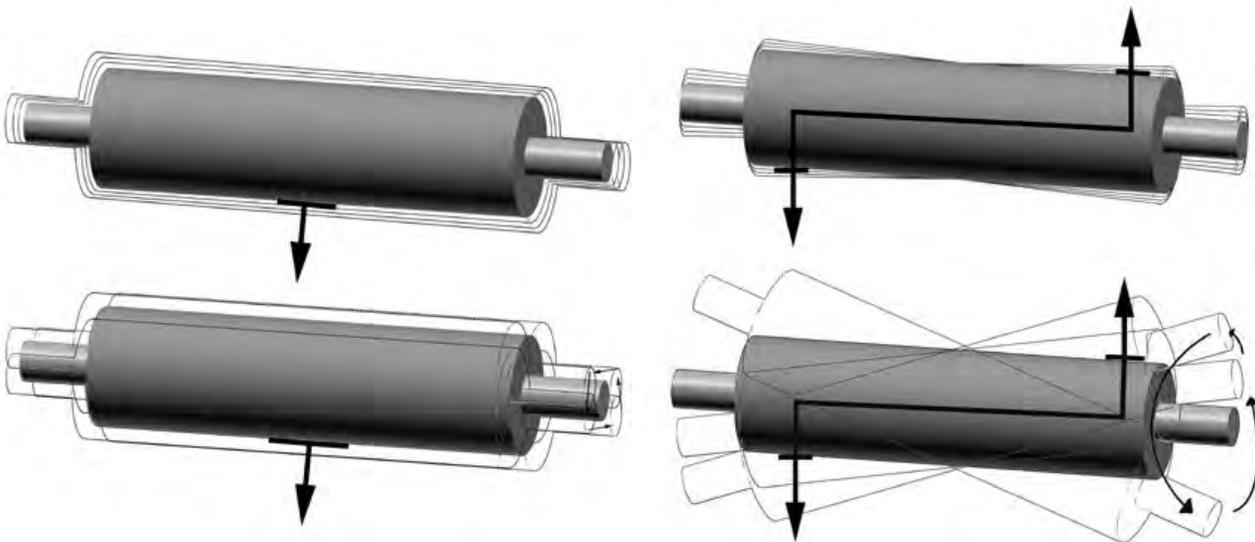


15.14 RAFFREDDAMENTO

- **RAFFREDDAMENTO AD ARIA:**
 - **VANTAGGI: LEGGERO, SEMPLICE, MANUTENZIONE RIDOTTA, NO CONGELAMENTO**
 - **SVANTAGGI: DIMENSIONAMENTO ED ORIENTAMENTO ALETTE, INGOMBRO FRONTALE**
- **RAFFREDDAMENTO A LIQUIDO:**
 - **VANTAGGI: RAFFREDDAMENTO PIÙ UNIFORME, r MAGGIORI, PIÙ COMPATTO**
 - **SVANTAGGI: PESO, CIRCUITO, RADIATORE, CONGELAMENTO**

15.15 BILANCIAMENTO STATICO E DINAMICO

- **IL BARICENTRO DEVE TROVARSI SULL'ASSE DI ROTAZIONE**



- **ASSE DI ROTAZIONE DEVE COINCIDERE CON UNO DEGLI ASSI PRINCIPALI D'INERZIA**

15.16 CONFIGURAZIONI E SEQUENZA DI ACCENSIONE

- MOTORI RADIALI (STELLARI)
- MOTORI A CILINDRI CONTRAPPOSTI (BOXER)

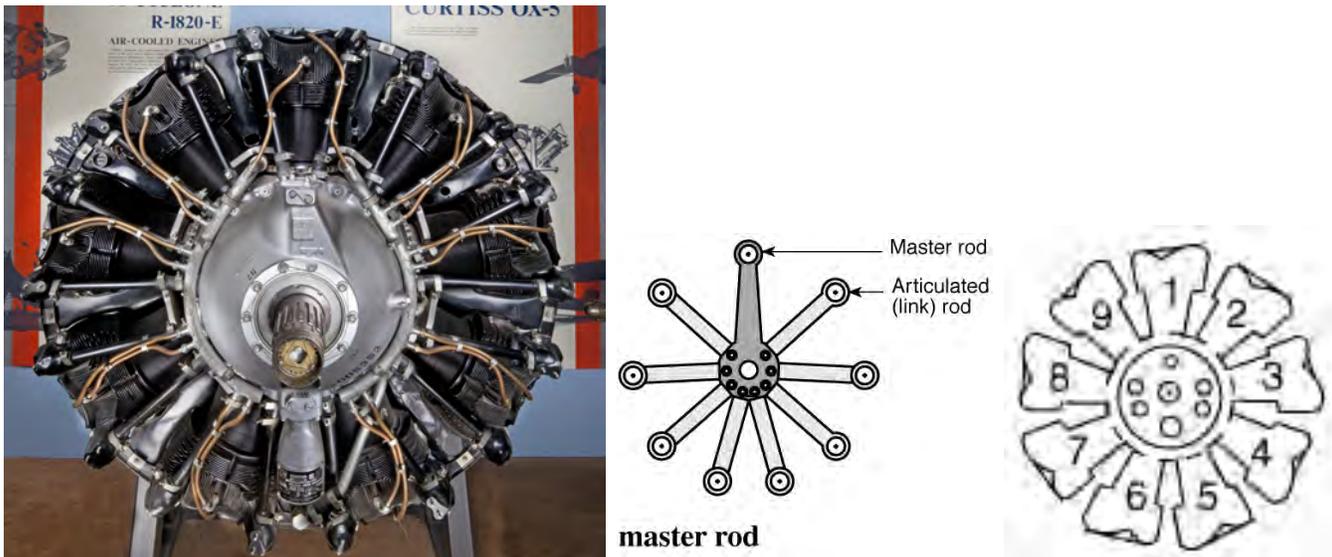


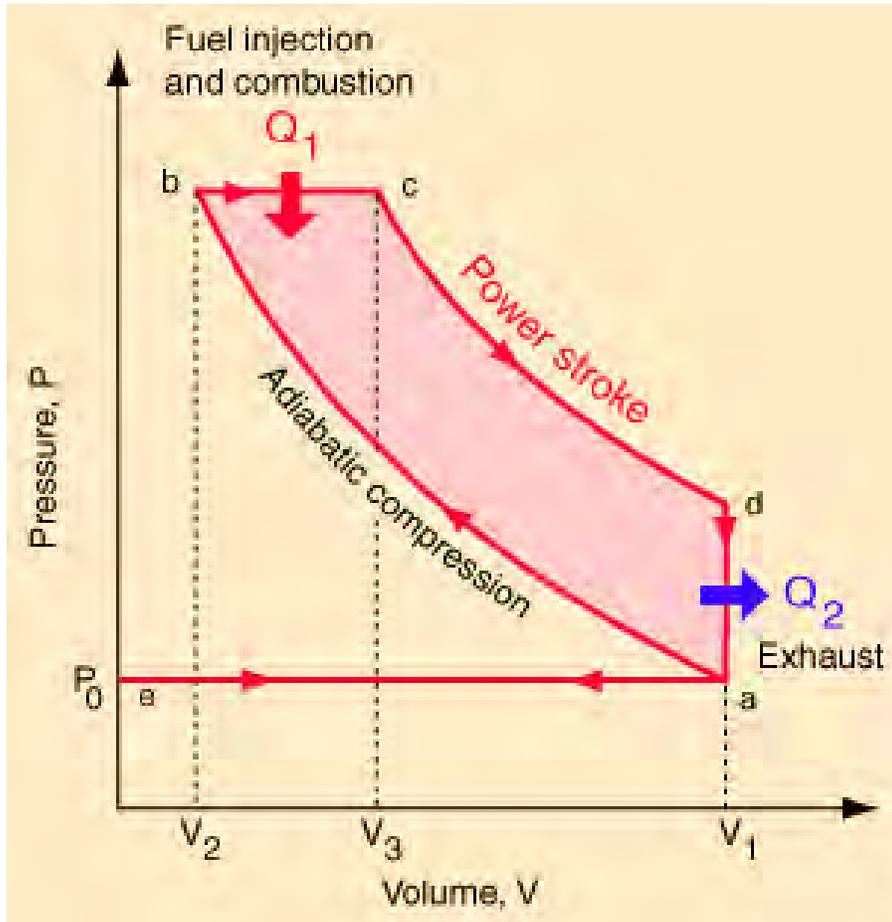
Figure 5: SEQUENZA DI ACCENSIONE 1-3-5-7-9-2-4-6-8



Figure 6: SEQUENZA DI ACCENSIONE 1-6-2-5-3-4

- SEQUENZA DEVE CONTENERE VIBRAZIONI, ASSICURARE BILANCIAMENTO, DARE $C \sim \text{cost}$

15.17 MOTORI DIESEL



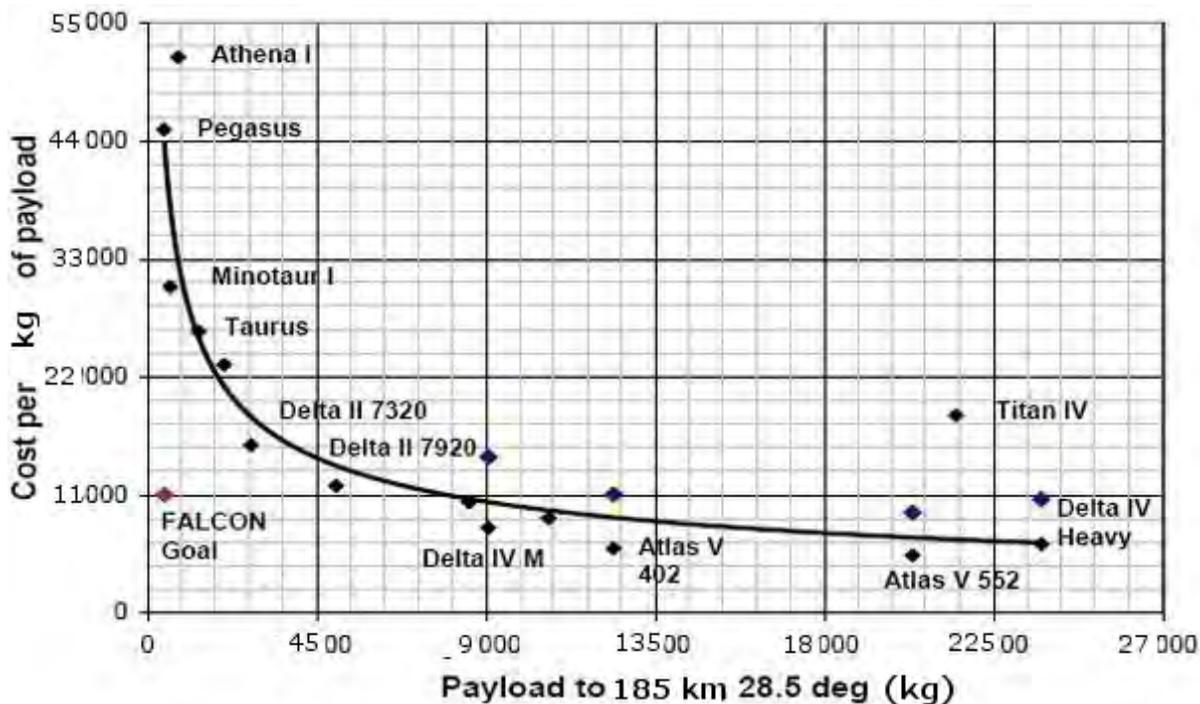
- MINOR *SFC*, MA MINOR RAPPORTO P/m_{eng}
- BRUCIANO GASOLIO (o Jet-A),
MENO COSTOSO E PIÙ DISPONIBILE

15.18 PRESTAZIONI

Propulsore	$SFC, ESFC$ kg / (kW h)	P/m_{eng} kW/kg	P/A_{eng} kW/m²
Motoelica (Otto)	0.23 – 0.26	0.8 – 1.8	300–2000
Motoelica (Diesel)	0.21 – 0.235	0.75 – 1.8	700–900
Turboelica	0.22 – 0.36	2.5 – 3.8	5000–12000

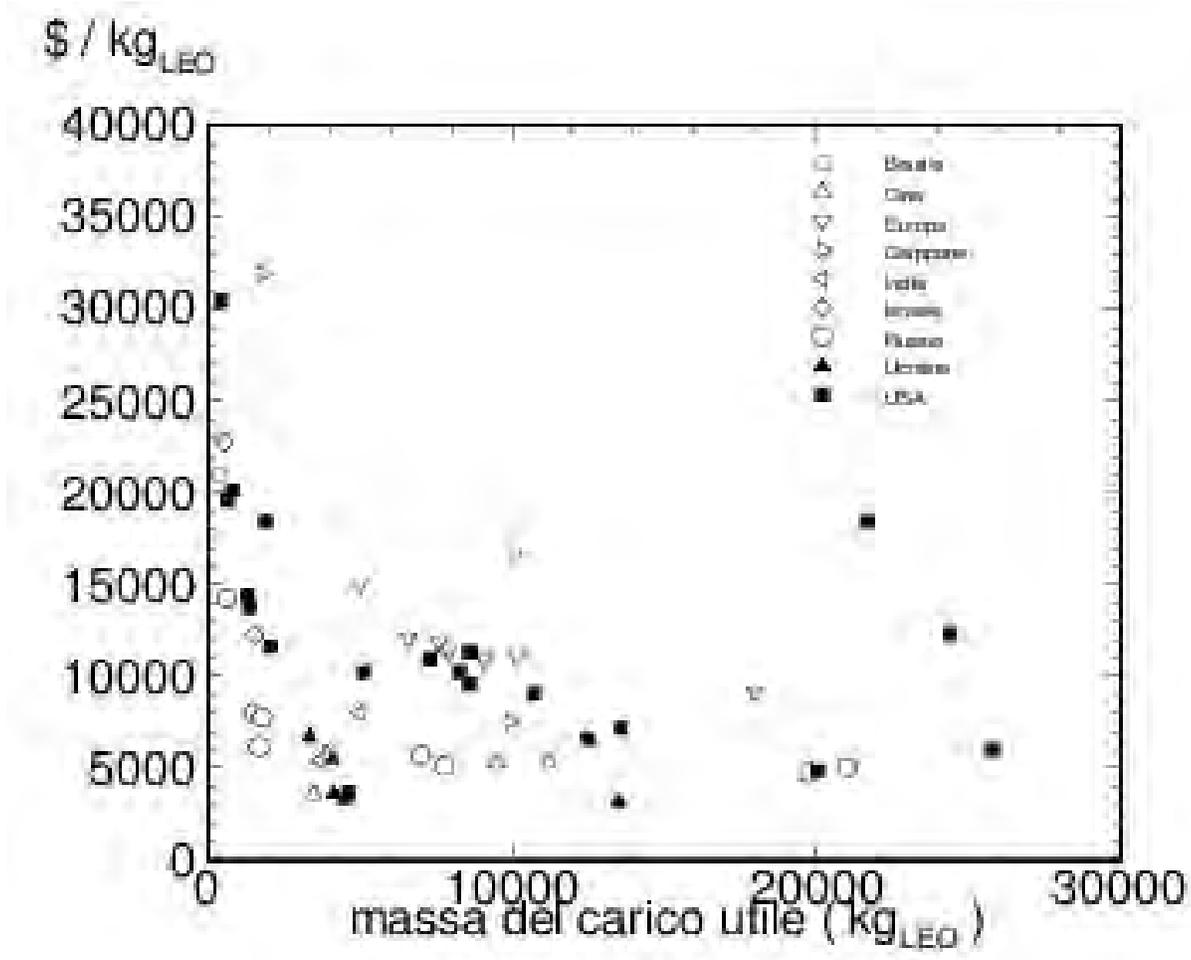
16.1 REQUISITI DELLE MISSIONI SPAZIALI

- **MASSA PROPELLENTI >80%**
→ **STRETTO ACCOPPIAMENTO TRA PROGETTO LANCIATORE E SISTEMA PROPULSIVO**
- **ALTO COSTO IMMISSIONE IN ORBITA:**
 - **LEO (*LOW EARTH ORBIT*)**
 - **GEO (*GEOSTATIONARY EQUATORIAL ORBIT*)**
 - **COSTO GEO \simeq COSTO LEO \cdot (5 – 10)**



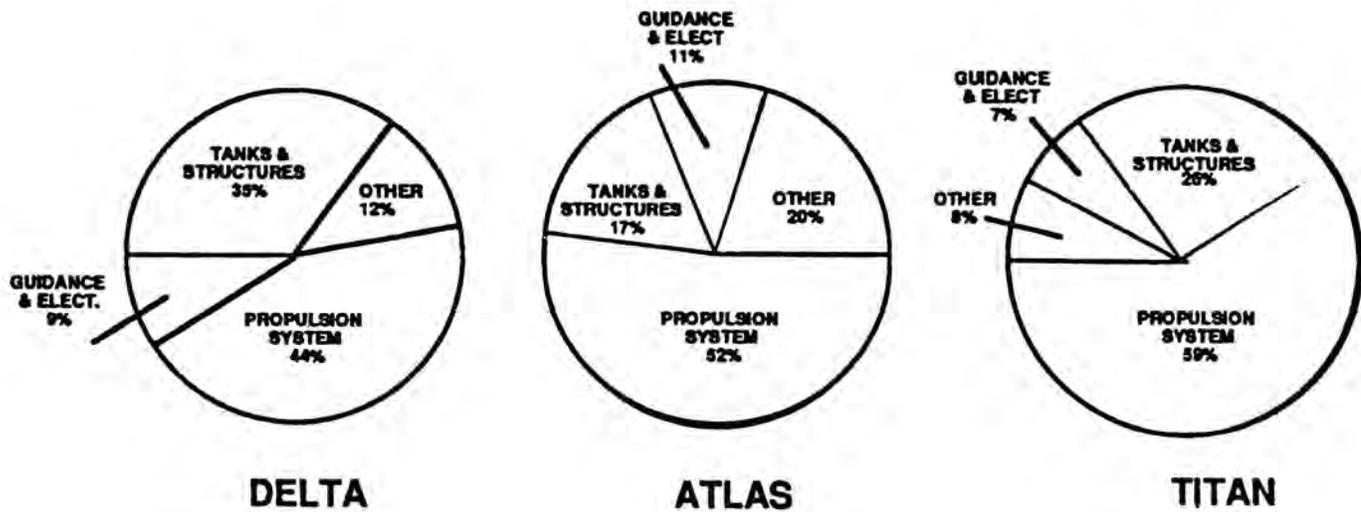
16.2 COSTO CONTRO NAZIONALITÀ

- ALTO COSTO ASSICURAZIONE (~ 1/3)



16.3 RIPARTIZIONE COSTI LANCIATORI

- SISTEMA PROPULSIVO DOMINANTE
- PIÙ COSTI LANCIO, *TRACKING*,...



16.4 MOTIVAZIONI USO ENDOREATTORE

- **MISSIONI SPAZIALI RICHIEDONO:**
 - **ALTISSIME VELOCITÀ**
 - **OPERAZIONE FUORI ATMOSFERA**

ESOREATTORE $F \simeq \dot{m}_a (u_e - V_0)$

ENDOREATTORE $F = \dot{m} u_e + A_e (p_e - p_a)$

- **SPINTA ESOREATTORE LIMITATA DA $u_e - V_0$**
- **SPINTA ENDOREATTORE INDIP. DA V_0**
→ **SI PUÒ RAGGIUNGERE QUALSIASI V_0**

16.5 VELOCITÀ DI ORBITAZIONE CIRCOLARE

- m MASSA SATELLITE
- M_T MASSA TERRA
- G COST. DI GRAVITAZ. UNIVERSALE
- r RAGGIO ORBITA
- μ_T COST. POTENZ. SORGENTE TERRA

$$\frac{m v^2}{r} = G \frac{m M_T}{r^2} \quad (341)$$

$$\mu_T = G M_T = 3.986 \cdot 10^{14} \frac{\text{m}^3}{\text{s}^2} \quad (342)$$

$$v_c = \sqrt{\frac{\mu_T}{r}} \quad (343)$$

- PER ORBITA A $h=0 \rightarrow r = R_{T,equat}$

$$v_c = \sqrt{\frac{3.986 \cdot 10^{14}}{6378 \cdot 10^3}} = 7905 \frac{\text{m}}{\text{s}} \quad (344)$$

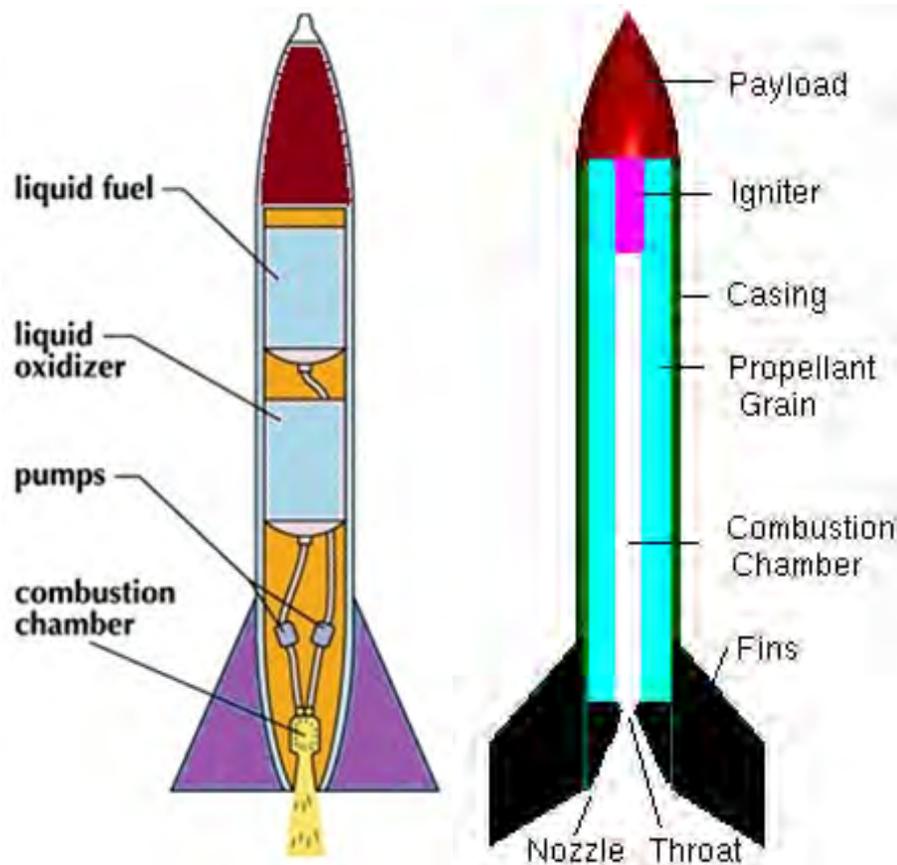
- PER ORBITA A $h=200 \text{ km} \rightarrow v_c \simeq 7800 \text{ m/s}$
- Δv IDEALE

16.6 ANALISI DI MISSIONE

- **OBIETTIVI:**

- **COME APPLICARE GLI IMPULSI PROPULSIVI..**
- **AL COSTO MINIMO (IN TERMINI DI Δv)**

16.7 DEFINIZIONE MASSE DEL LANCIATORE



- m_{pl} MASSA CARICO UTILE o *PAYLOAD*
- m_p MASSA DEL PROPELENTE
- m_s MASSA STRUTTURALE o *INERTE*
- m_0 MASSA INIZIALE DEL LANCIATORE
- m_f MASSA FINALE DEL LANCIATORE

$$m_0 = m_{pl} + m_p + m_s \quad (345)$$

$$m_f = m_{pl} + m_s \quad (346)$$

$$m_f = m_0 - m_p \quad (347)$$

16.8 DEFINIZIONE RAPPORTI DI MASSA

- **MASS RATIO (FINALE/INIZIALE)**

$$\mathbf{MR} = \frac{m_f}{m_0} \quad (348)$$

- **RAPPORTO DI CARICO UTILE:**

$$\lambda = \frac{m_{pl}}{m_0} \quad (349)$$

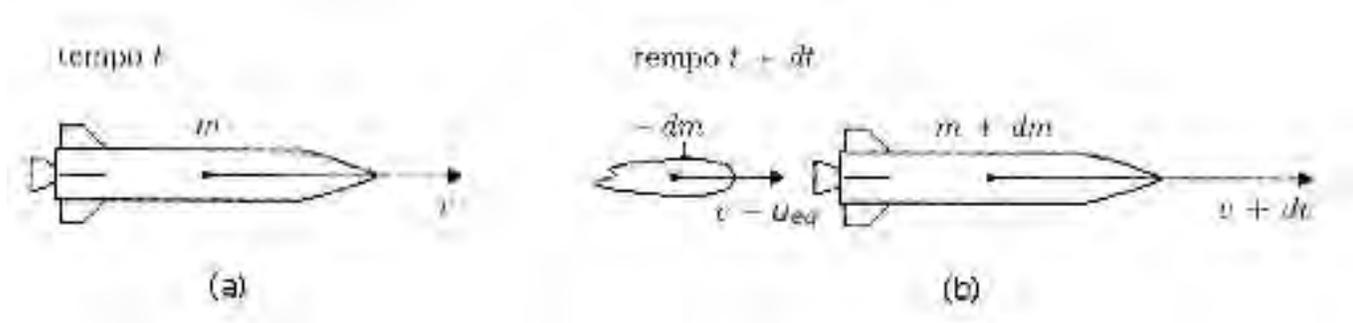
- **COEFFICIENTE STRUTTURALE**

$$\kappa_s = \frac{m_s}{m_p + m_s} \quad (350)$$

$$\rightarrow m_s = \frac{\kappa_s}{1 - \kappa_s} m_p \quad (351)$$

16.9 EQUAZIONE DI TSIOLKOVSKY

- LEGA MASSA PROPELLENTE AL Δv RICHIESTO
- HP: 1. SPINTA F UNICA FORZA AGENTE SU RAZZO
- 2. SPINTA AGENTE IN DIREZ. VELOCITÀ
- 3. VELOCITÀ EQUIVALENTE $u_{eq} = F/m = \text{cost}$



$$\sum \vec{F}_e = \frac{d\vec{q}}{dt} \quad \text{SU ASSE MOTO} \quad \rightarrow \quad \sum F_e = \frac{dq}{dt}$$

$$m v = (m + dm) (v + dv) + (-dm) (v - u_{eq}) \quad (353)$$

$$dv = -u_{eq} \frac{dm}{m} \quad (354)$$

$$\Delta v = u_{eq} \log_e \frac{m_0}{m_f} \quad (355)$$

$$m_p = m_0 - m_f \quad (356)$$

16.10 CONSEQUENZE EQ. TSIOLKOVSKY

- $\Delta v/u_{eq}$ INCREMENTO DI VELOCITÀ *RIDOTTO*

$$\mathbf{MR} = \exp\left(-\frac{\Delta v}{u_{eq}}\right) \quad (357)$$

$$\Delta v = u_{eq} \log_e \frac{m_0}{m_f} = -u_{eq} \log_e \mathbf{MR} \quad (358)$$

16.11 LIMITI EQ. TSIOLKOVSKY E LORO SUPERAMENTO

- RICAUVATA SOTTO HP F UNICA FORZA AGENTE, IN DIREZ. VELOCITÀ
 - IN REALTÀ AGISCONO FORZA PESO E RESISTENZA AERODINAMICA
 - F NON ALLINEATA CON v IN FASE SALITA
- PERDITE PROPULSIVE Δv_{losses}
- $$\Delta v_{reale} = \Delta v_{ideale} - \Delta v_{losses} \quad (359)$$
- DEFINIAMO UN Δv EFFICACE
- $$\Delta v_{eff} = \Delta v_{ideale} + \Delta v_{losses} \quad (360)$$
- UTILIZZIAMO EQ. TSIOLKOVSKY CON Δv_{eff}
 - Δv_{losses} DIPENDE DA TRAIETTORIA, MA ABBASTANZA BEN IDENTIFICATO:
 - ES. LANCIO IN LEO $\Delta v_{losses} = 1600 - 2000$ m/s
- $\Delta v_{LEO} \simeq 9500$ m/s
- SI POSSONO RECUPERARE FINO A 465 m/s PER LANCIO DA BASE EQUAT. VERSO EST
 - u_{eq} NON COSTANTE, SPECIE PRIMO STADIO E SATELLITI A BLOWDOWN

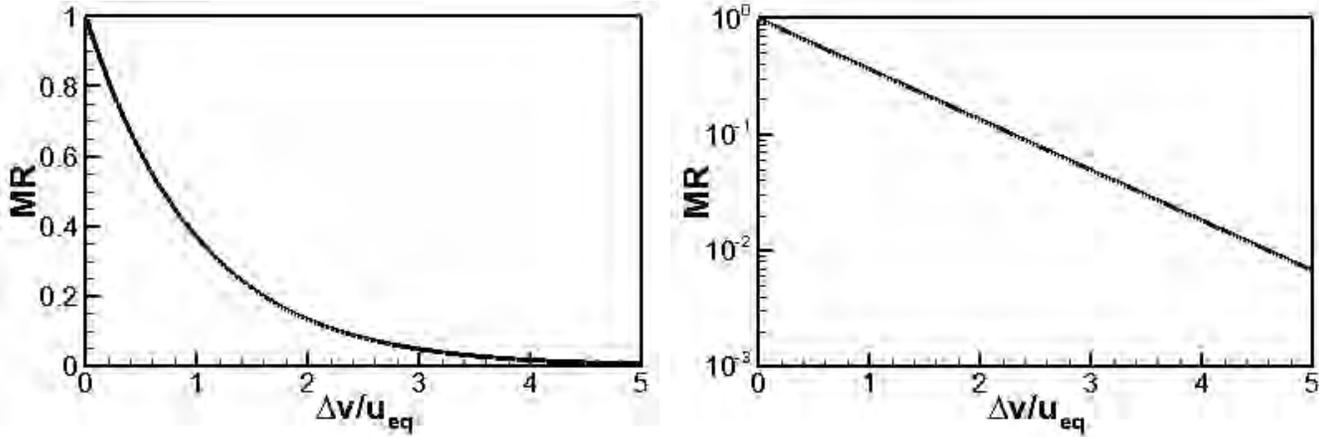
16.12 REQUISITI DI ALCUNE MISSIONI

missili balistici intercontinentali (ICBM)	8000	m/s
orbita circolare bassa (LEO)	9000	m/s
fuga da gravità Terra; impatto Luna	12500	m/s
orbita equatoriale geostazionaria (GEO)	13000	m/s
atterraggio morbido sulla Luna	15000	m/s
andata e ritorno dalla Luna	18000	m/s
andata e ritorno da Venere e Marte	da 18000	m/s
	a 27000	m/s
compensazione perturbazioni orbitali	50	$\frac{\text{m/s}}{\text{anno}}$

● OBIETTIVO SISTEMA PROPULSIVO:

FORNIRE *INCREMENTO* DI VELOCITÀ Δv

16.13 RAPPORTO DI MASSA IN FUNZ. Δv RIDOTTO



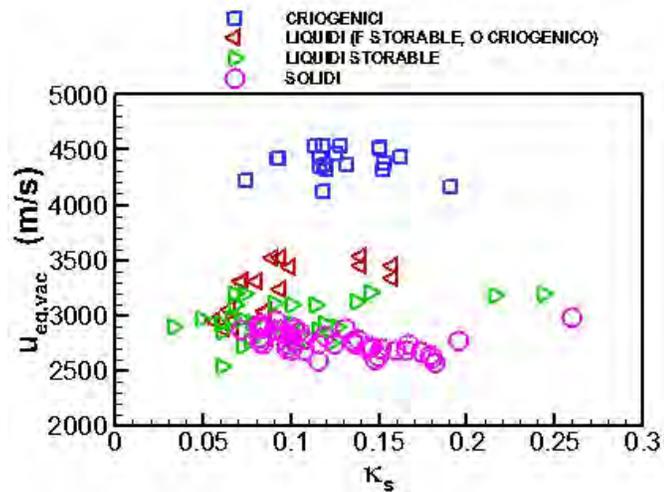
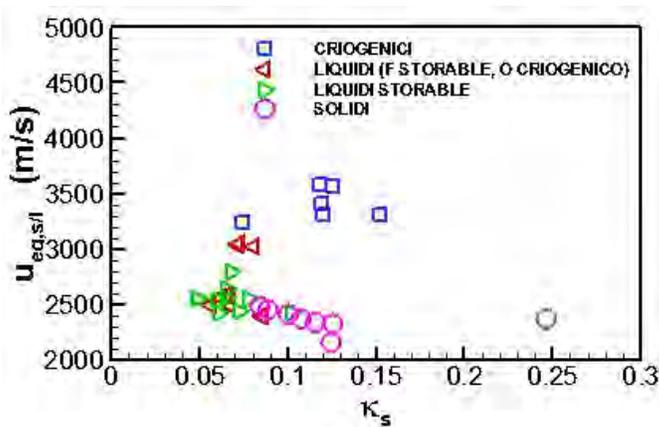
- MA QUELLO CHE INTERESSA È IL RAPPORTO DI CARICO UTILE $\lambda = m_{pl}/m_0$

16.14 RAPPORTO DI CARICO UTILE

$$\lambda = \frac{m_{pl}}{m_0} = \frac{m_f - m_s}{m_0} = MR - \frac{m_s}{m_0} \quad (361)$$

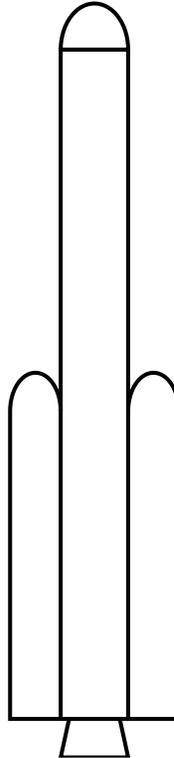
$$MR = \exp\left(-\frac{\Delta v}{u_{eq}}\right); \quad m_s = \frac{\kappa_s}{1 - \kappa_s} m_p \quad (362)$$

- VORREMMO ALTA u_{eq} E BASSO κ_s , MA...



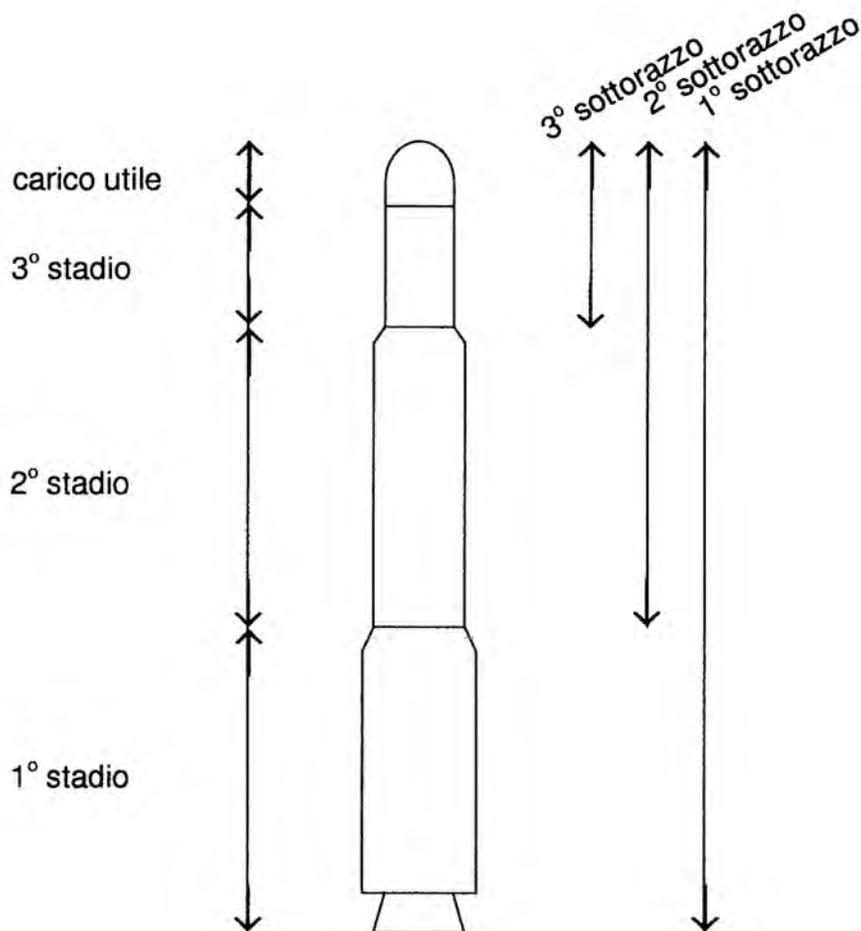
16.15 STADIAZIONE

- IN TANDEM IN PARALLELO



16.16 STADIAZIONE IN TANDEM

- STADI E SOTTORAZZI
- $\mathbf{MR}_i = m_{fi}/m_{0i}$; $\lambda_i = m_{pl,i}/m_{0i}$
- \mathbf{MR}_i, λ_i RELATIVI AI *SOTTORAZZI*
- $u_{eq,i}, \kappa_{s,i}$ RELATIVI AGLI *STADI*
- ACCELERAZIONE FINALE CONTENUTA



16.17 RAPPORTO DI CARICO UTILE λ_i DEL SINGOLO SOTTORAZZO

$$MR_i = \frac{m_{fi}}{m_{0i}} = \frac{m_{0i} - m_{pi}}{m_{0i}} = 1 - \frac{m_{pi}}{m_{0i}}; \quad \rightarrow \quad \frac{m_{pi}}{m_{0i}} = 1 - MR_i$$

(363)

$$m_{si} = \frac{\kappa_{si}}{1 - \kappa_{si}} m_{pi} \quad \rightarrow \quad m_{si} + m_{pi} = \frac{1}{1 - \kappa_{si}} m_{pi}$$

(364)

$$\lambda_i = \frac{m_{pl,i}}{m_{0i}} = \frac{m_{0i} - (m_{pi} + m_{si})}{m_{0i}} = 1 - \frac{1}{1 - \kappa_{si}} \frac{m_{pi}}{m_{0i}} =$$

$$= 1 - \frac{1 - MR_i}{1 - \kappa_{si}} = 1 - \frac{1 - \exp(-\Delta v_i / u_{eq,i})}{1 - \kappa_{si}}$$

(365)

16.18 INCREMENTO DI VELOCITÀ DEL SINGOLO SOTTORAZZO
--

$$MR_i = \lambda_i (1 - \kappa_{si}) + \kappa_{si} \quad (366)$$

$$\Delta v_i = -u_{eq,i} \log [\lambda_i (1 - \kappa_{si}) + \kappa_{si}] \quad (367)$$

16.19 INCREMENTO DI VELOCITÀ E RAPPORTO DI CARICO UTILE DELL'INTERO LANCIATORE

$$\Delta v = \sum_{i=1}^N \Delta v_i = - \sum_{i=1}^N u_{eq,i} \log [\lambda_i (1 - \kappa_{si}) + \kappa_{si}]$$

(368)

$$\lambda = \prod_{i=1}^N \lambda_i$$

(369)

$$\lambda = \frac{m_{pl}}{m_0} = \frac{m_{pl,3}}{m_{01}} = \frac{m_{pl,1}}{m_{01}} \frac{m_{pl,2}}{m_{02}} \frac{m_{pl,3}}{m_{03}}$$

(370)

16.20 RIPARTIZIONE DELL'INCREMENTO DI VELOCITÀ TRA GLI N SOTTORAZZI

- $\Delta v_2 = \Delta v - \Delta v_1$

$$\begin{aligned} \lambda &= \lambda_1 \lambda_2 = \left\{ 1 - \frac{1 - \exp(-\Delta v_1/u_{eq})}{1 - \kappa_s} \right\} \left\{ 1 - \frac{1 - \exp[-(\Delta v - \Delta v_1)/u_{eq}]}{1 - \kappa_s} \right\} = \\ &= \frac{1}{(1 - \kappa_s)^2} \{-\kappa_s + \exp(-\Delta v_1/u_{eq})\} \{-\kappa_s + \exp[-(\Delta v - \Delta v_1)/u_{eq}]\} = \\ &= \frac{1}{(1 - \kappa_s)^2} \left\{ \kappa_s^2 + \exp\left(-\frac{\Delta v}{u_{eq}}\right) - \kappa_s \left[\exp\left(-\frac{\Delta v_1}{u_{eq}}\right) + \exp\left(-\frac{\Delta v - \Delta v_1}{u_{eq}}\right) \right] \right\} \end{aligned} \quad (371)$$

- DERIVANDO RISPETTO Δv_1 :

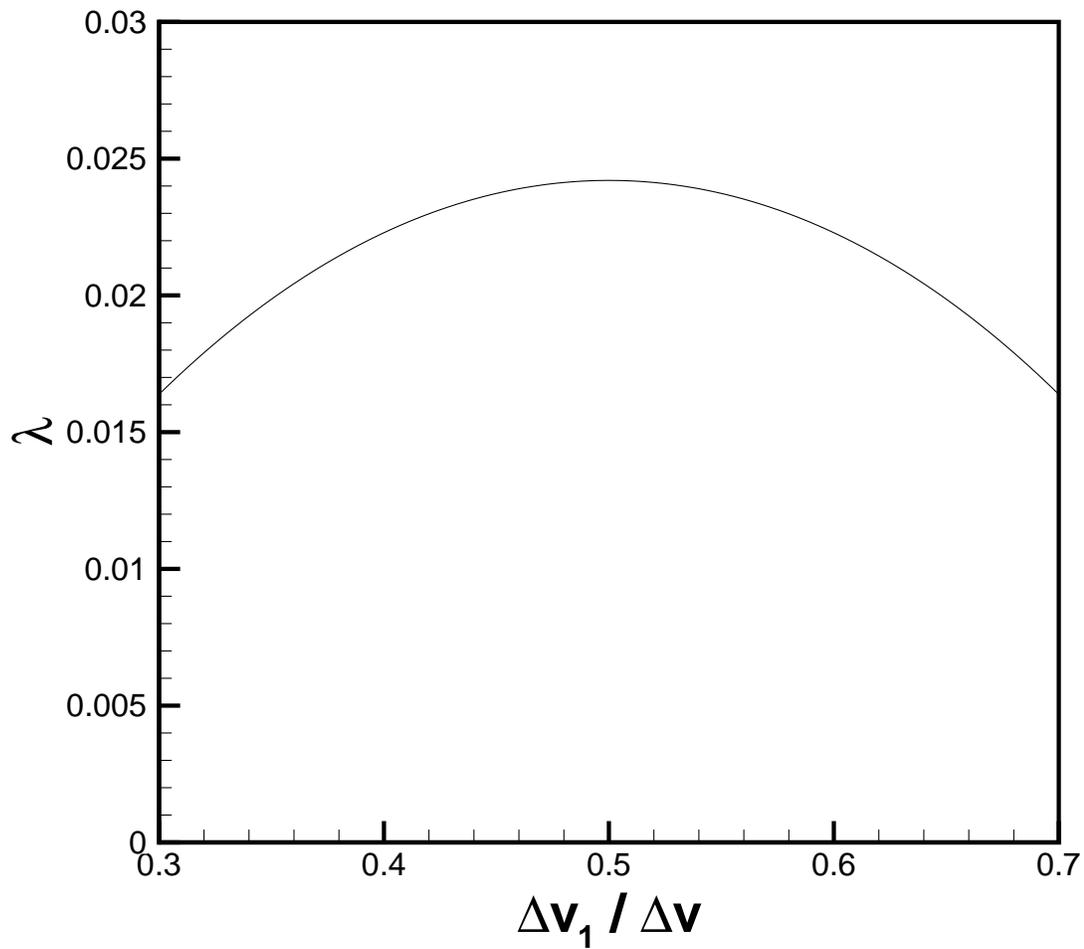
$$\frac{d\lambda}{d\Delta v_1} = \frac{\kappa_s}{(1 - \kappa_s)^2} \left[\frac{1}{u_{eq}} \exp\left(-\frac{\Delta v_1}{u_{eq}}\right) - \frac{1}{u_{eq}} \exp\left(-\frac{\Delta v - \Delta v_1}{u_{eq}}\right) \right] \quad (372)$$

- DERIV.=0 $\rightarrow \Delta v_1 = \Delta v/2, MR_1 = MR_2, \lambda_1 = \lambda_2$

$$\boxed{\Delta v_i = \frac{\Delta v}{N}} \quad (373)$$

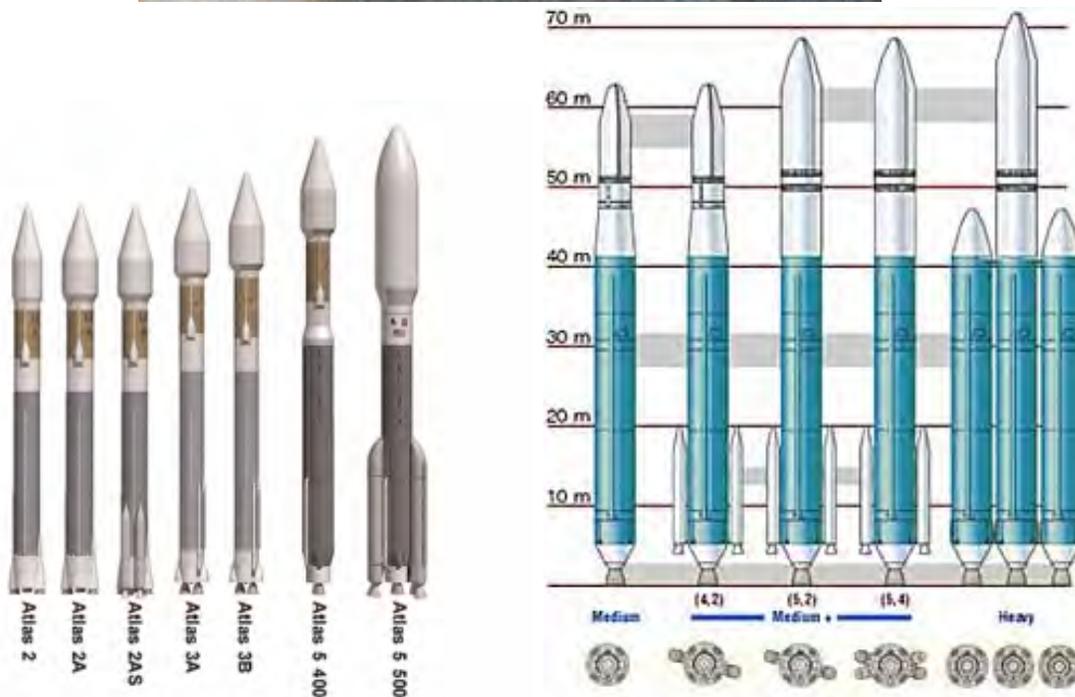
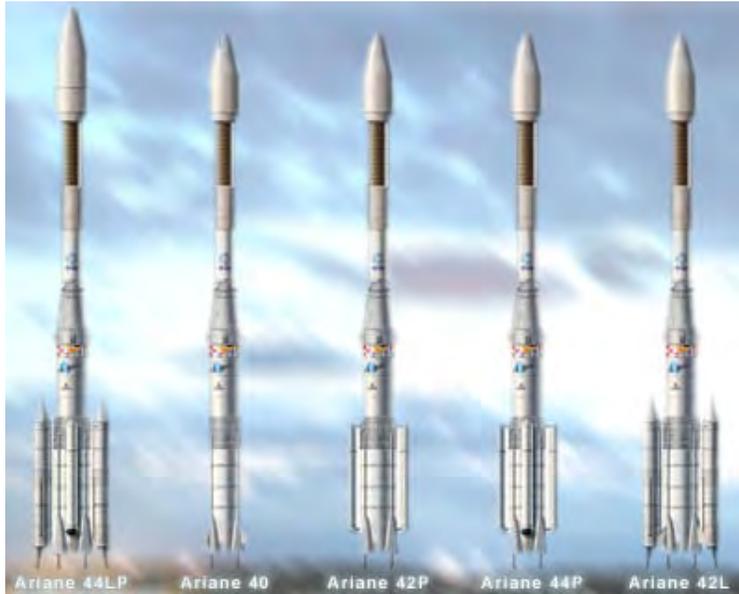
- STRETTAMENTE VALIDO PER $u_{eq,i}$ E $\kappa_{s,i}$ UGUALI PER TUTTI GLI STADI

**16.21 VARIAZ. RAPPORTO DI CARICO UTILE
AL VARIARE DELLA RIPARTIZIONE DEL Δv**



16.22 'FAMIGLIE' DI LANCIATORI

- RIPARTIZIONE DEL Δv NON OTTIMALE
- MA MINORI COSTI DI SVILUPPO



16.24 COSTO DI UN LANCIATORE

- **COSTI:** RICORRENTI (PRODUZIONE)
NON RICORRENTI (SVILUPPO)
 - **IN PRIMA APPROSSIMAZIONE:**
 - COSTO PRODUZ. DI UNO STADIO $\propto m_{stadio,i}$
 - COSTO SVILUPPO \sim INDIP. DA $m_{stadio,i}$
 - PONIAMO $c_{produz,i} = a \cdot m_{stadio,i}$, $c_{svil,i} = c_{sv}$
 - n NUMERO UNITÀ PRODOTTE
- **COSTO UNITARIO DEL LANCIATORE:**

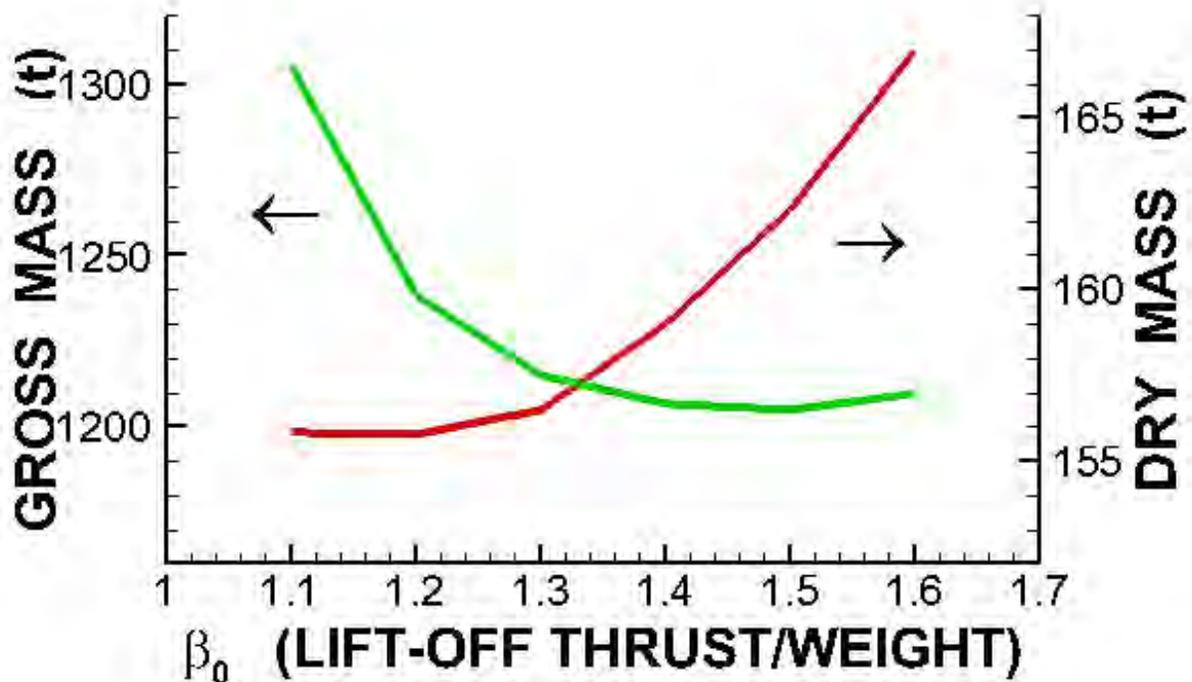
$$c = \sum_{i=1}^N c_{produz,i} + \frac{N \cdot c_{sv}}{n} =$$

$$a \sum_{i=1}^N m_{stadio,i} + \frac{N \cdot c_{sv}}{n} \simeq a \cdot m_0 + \frac{N \cdot c_{sv}}{n}$$

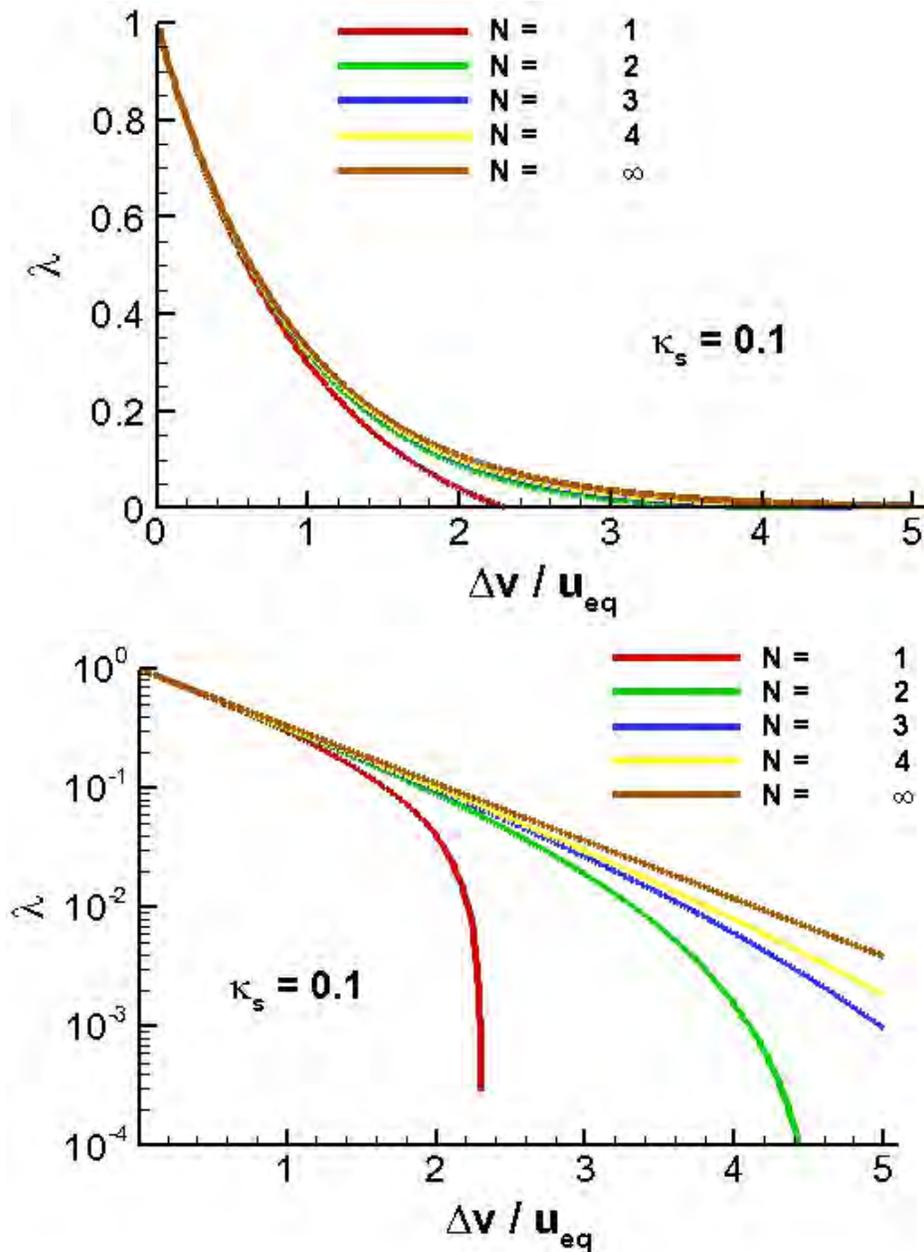
- **MA PIÙ ESATTAMENTE:**
 - $c_{produz,i} = a \cdot m_{dry,i}$
 - MEGLIO $c_{produz,i} = a \cdot (m_{dry,i})^b$, es. $b = 0.7$
 - a DIPENDE FORTEMENTE DALLA SOLUZ. PROPULSIVA ADOTTATA
 - (NON È DETTO CHE COSTO DIMINUISCA CON m)

16.25 MINIMIZZAZIONE COSTI

- MAGGIORE ACCELERAZIONE INIZIALE → MINORI PERDITE GRAVITAZIONALI
- MA AUMENTA MASSA MOTORI (COSTOSI)



16.26 RAPPORTO DI CARICO UTILE λ DEL LANCIATORE A N STADI



- N LIMITATO PER COSTI, AFFIDABILITÀ
- N PIÙ ALTO PER MISSIONI AD ALTO Δv ;
SI PUNTA ANCHE A u_{eq} ELEVATE

16.27 VALUTAZIONE PIÙ ACCURATA DELLE MASSE STRUTTURALI

- **SCOMPONIAMO m_{si} IN MASSA SERBATOI m_{ti} PIÙ MASSA MOTORE m_{ei}**

$$m_{si} = m_{ti} + m_{ei} \quad (374)$$

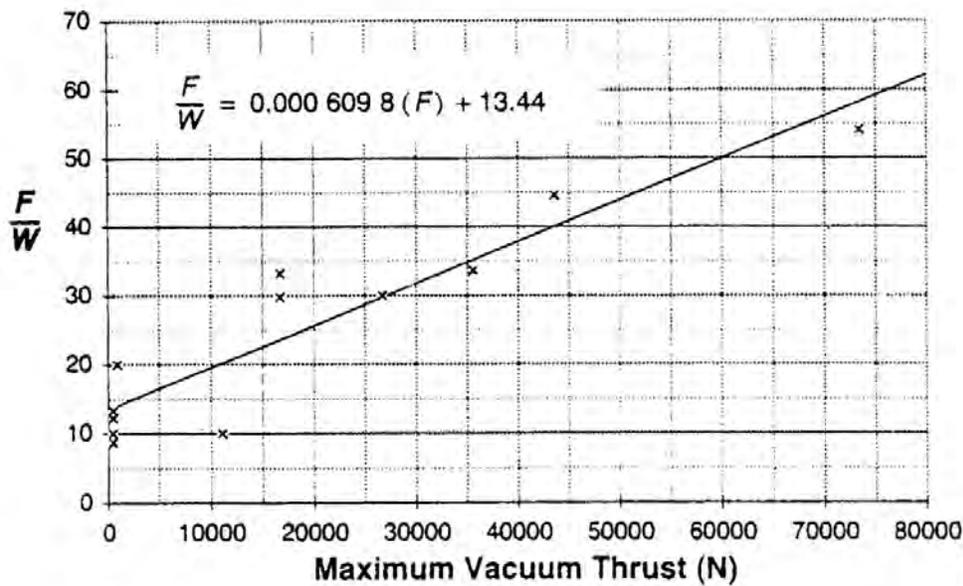
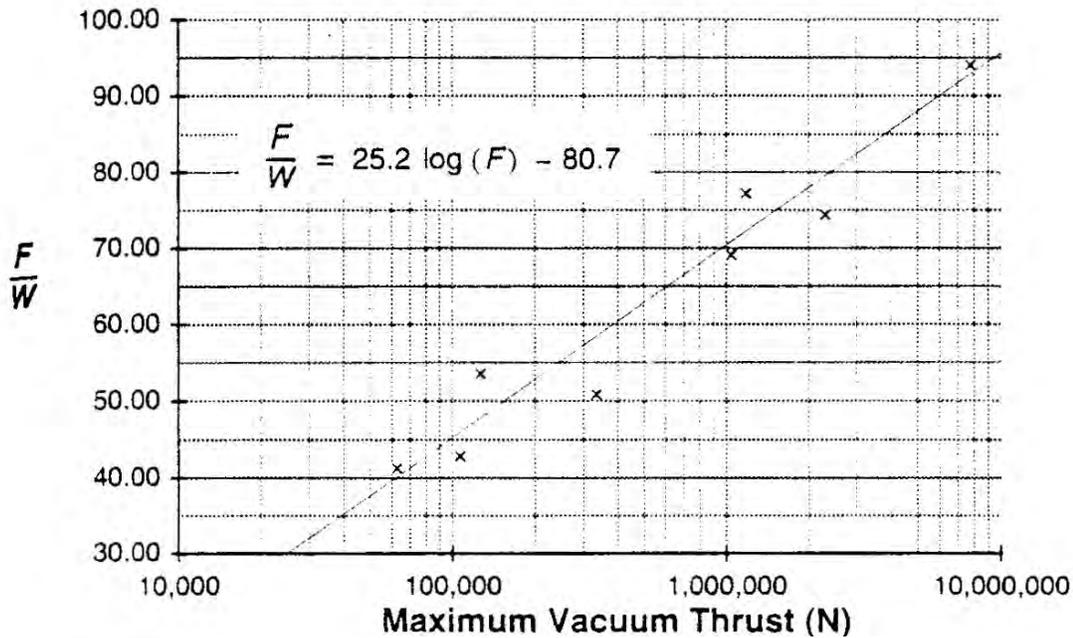
$$m_{ti} = \kappa_{ti} m_{pi} \quad (375)$$

$$m_{ei} = \frac{1}{g_0} \frac{F_i}{(F/w)_{eng}} \quad (376)$$

- **OLTRE UN CERTO VALORE DI N , λ DIMINUISCE, E IN PARTICOLARE...**
- **MASSA *DRY* TENDE AD AUMENTARE → COSTI**

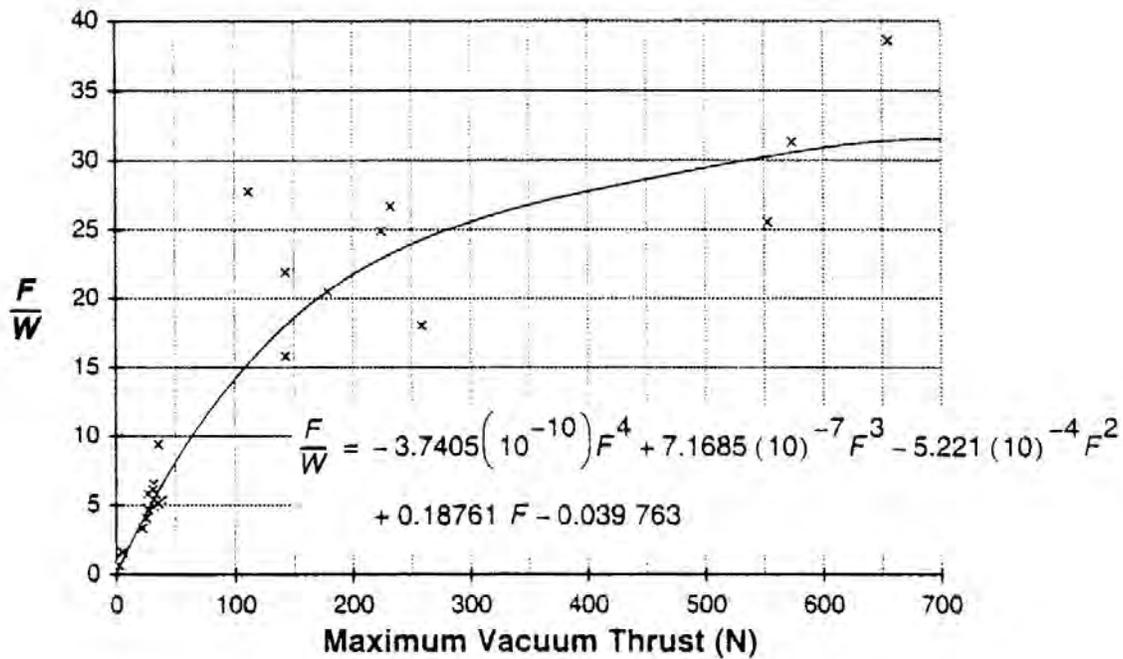
16.28 RAPPORTI F/w_{eng} PER MOTORI A BIPROPELENTE LIQUIDO

● BOOSTERS (ALTA F A LIVELLO SUOLO)



● MOTORI OPERANTI NEL VUOTO

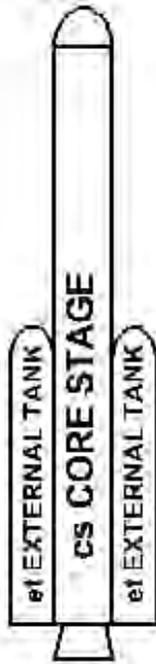
16.29 RAPPORTI F/w_{eng} PER MOTORI A MONOPROPELENTE LIQUIDO (PER SATELLITI)



16.30 ESTENSIONE A STADIAZIONE IN PARALLELO

- *cs* CORE STAGE $\rightarrow m_{s,cs}; m_{p,cs}$
- *et* EXT. TANK (k SERBATOI, CIASC. $m_{s,et}; m_{p,et}$)
 $u_{eq,1} = u_{eq,2} = u_{eq} \quad (\sim \text{OVVIO}) \quad (377)$

$$\kappa_{s,1} = \frac{k m_{s,et}}{k (m_{s,et} + m_{p,et})}; \quad \kappa_{s,2} = \frac{m_{s,cs}}{m_{s,cs} + m_{p,cs}} \quad (378)$$



- ELEVATE ACCELERAZIONI FINALI
 \rightarrow MINORI PERDITE GRAVITAZIONALI
- GRANDE SEZIONE TRAVERSALE \rightarrow RESIST. AERODIN.
- SI USANO STESSE FORMULE STADIAZ. TANDEM

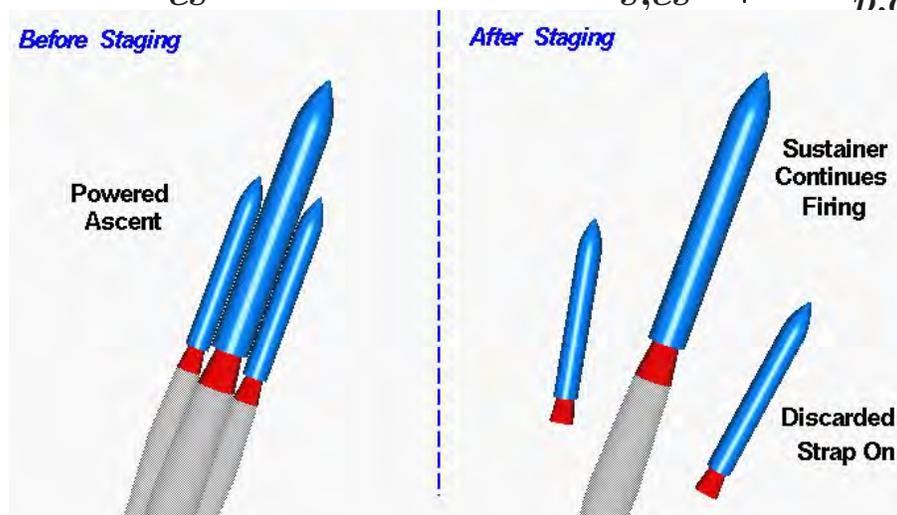
16.31 ESTENSIONE A STADIAZIONE 'MISTA' CON STRAP-ON BOOSTERS

- **CORE STAGE**+*k* **STRAP-ON BOOSTERS** (*sob*)
- TEMPO ACCENSIONE *sob* MINORE DI *cs*
- MASSA PROP. *cs*: $m_{p,cs} = m'_{p,cs} + m''_{p,cs}$

$$u_{eq,1} = \frac{F_{cs} + k F_{sob}}{\dot{m}_{cs} + k \dot{m}_{sob}} \quad (379)$$

$$\kappa_{s,1} = \frac{k m_{s,sob}}{m'_{p,cs} + k (m_{s,sob} + m_{p,sob})} \quad (380)$$

$$u_{eq,2} = \frac{F_{cs}}{\dot{m}_{cs}}; \quad \kappa_{s,2} = \frac{m_{s,cs}}{m_{s,cs} + m''_{n.cs}} \quad (381)$$



- MOLTO USATA PER RELATIVA FACILITÀ PROGETTAZ. GRANDI BOOSTERS A SOLIDO
- ACCELERAZIONE FINALE CONTENUTA

16.32 DISTACCO SCUDO TERMICO (*HEAT SHIELD* o *FAIRING*)

- **PROTEGGE *PAYLOAD* DA CARICHI TERMICI E DINAMICI**
- **RILASCIATO a 80 – 100 km QUOTA**
- **INOLTRE, DISTACCO INTERSTADI**

16.33 MARGINI DI PROPELLENTE

● PROPELLENTI LIQUIDI:

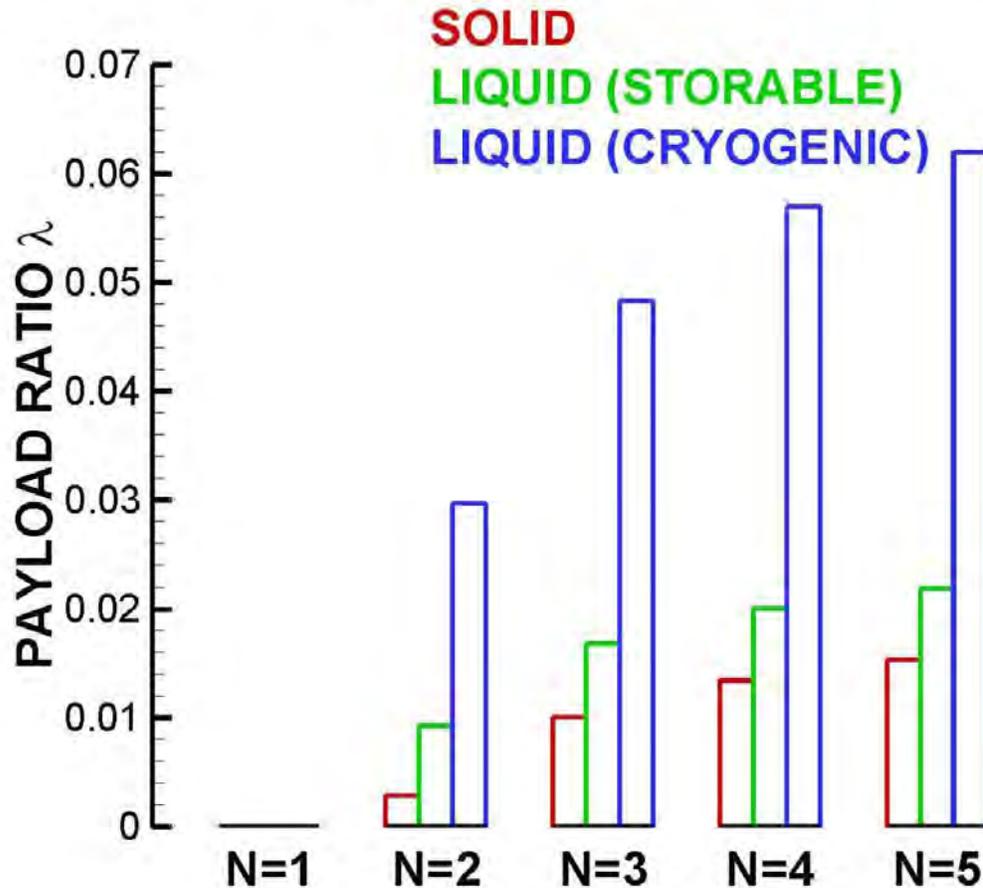
- * FINO A 3–4% INTRAPPOLATO NELLE LINEE
- * 1% NON UTILIZZABILE (RAPPORTO OSSID./COMBUST. NON NOMINALE)
- * 0.8% RISERVA

● PROPELLENTI SOLIDI:

- * 1% RESIDUO INCOMBUSTO (*SLIVER*)
- * 0.8% RISERVA

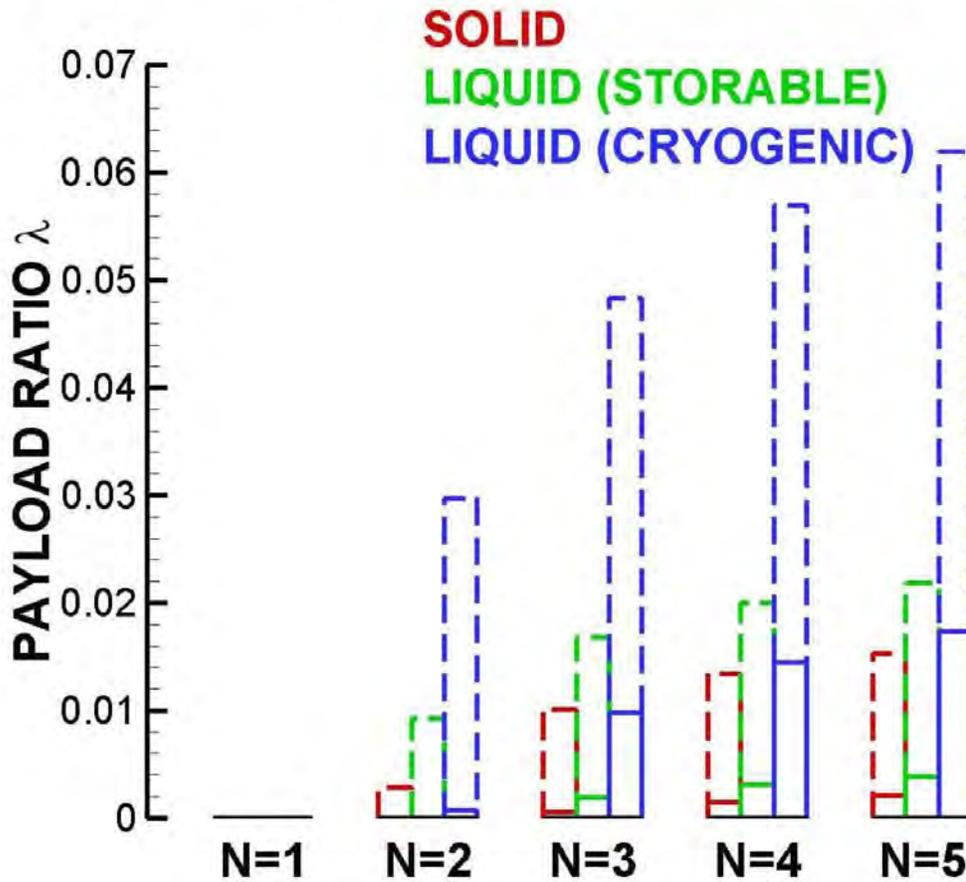
16.34 λ PER MISSIONI LEO SOTTO DIVERSE IPOTESI PROPULSIVE

Effect of staging, $\Delta V = 9500$ m/s



**16.35 λ PER MISSIONI GEO
SOTTO DIVERSE IPOTESI PROPULSIVE**

Effect of staging, $\Delta V = 13500$ m/s

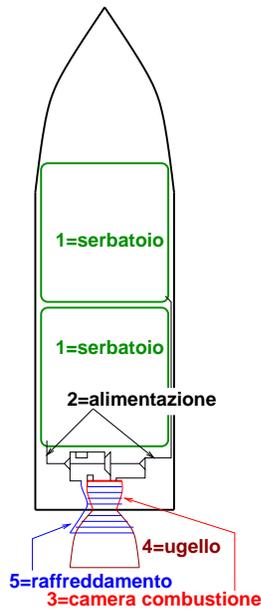


16.36 ESERCIZIO STADIAZIONE

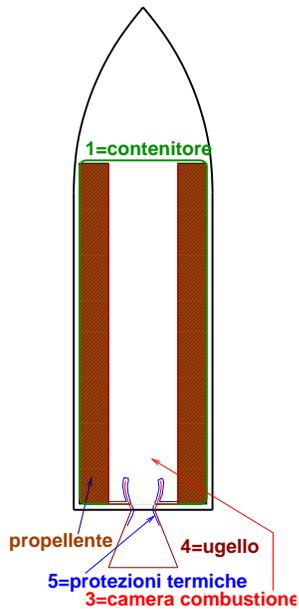
- **MANOVRA:** $\Delta v = 4000$ m/s
- **PROPULSORE:** $u_{eq} = 3000$ m/s, $\kappa_s = 0.15$,
RAPPORTO $O/F = 1.6$
- **MASSA INIZIALE** $m_0 = 10\,000$ kg
- **CALCOLARE, PER $N=1$:** m_{pl} , m_s , $m_p \rightarrow m_{fu}$ e m_{ox}
- **RIPETERE IL CALCOLO PER $N=2$**
(PER RIPARTIZIONE OTTIMA DEL Δv)
- **CONFRONTARE I RAPPORTI DI CARICO
UTILE λ NEI DUE CASI**

17.1 ENDOREATTORI TERMICI

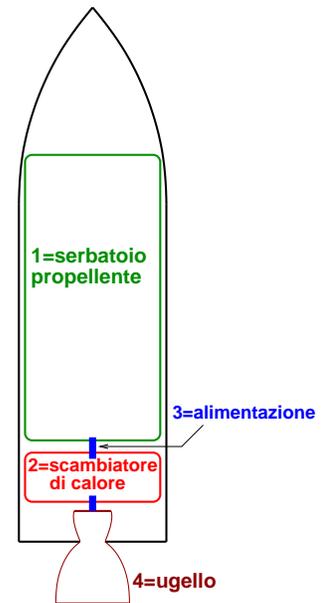
● CONVERSIONE DI ENERGIA TERMICA IN CINETICA NELL'UGELLO



PROP. LIQUIDI



PROP. SOLIDI



ELETTROTERMICI
 TERMICI SOLARI
 TERMICI NUCLEARI

17.2 UGELLO IDEALE

● **HP:**

- FLUIDO CALORIC. E TERMIC. PERFETTO, INERTE, MONOFASE (GASSOSO)
- FLUSSO STAZIONARIO
- FLUSSO QUASI-MONODIMENSIONALE
- FLUSSO ISENTROPICO
- MACH D'INGRESSO $\ll 1$:

$$\rightarrow h_0 = h_c = \text{const}, T_0 = T_c = \text{const}, p_0 = p_c = \text{const}$$

$$F = \dot{m} u_e + A_e (p_e - p_a) \quad (382)$$

$$u_e = \sqrt{2(h_c - h_e)} = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} R T_c \left(1 - \frac{T_e}{T_c}\right)} = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{\mathcal{R} T_c}{\mathcal{M}} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]}$$

● (VALIDA FINCHÉ FLUIDO RIMANE GASSOSO)

$$\dot{m} = \Gamma \frac{p_c A_t}{\sqrt{R T_c}} \quad \text{DOVE} \quad \Gamma = \sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

17.3 PARAMETRI CARATTERISTICI

- **SPINTA:** $F = \dot{m} u_e + (p_e - p_a) A_e$

$$F = p_c A_t \left\{ \Gamma \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} + \frac{A_e}{A_t} \left(\frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c} \right) \right\}$$

- **VELOCITÀ EQUIV. (m/s), [IMPULSO SPECIF. (s)]:**

$$\boxed{u_{eq}} = \frac{F}{\dot{m}} = \frac{F}{p_c A_t} \frac{p_c A_t}{\dot{m}} \boxed{= C_F \cdot c^*}, \quad I_{sp} = \frac{u_{eq}}{g_0}$$

- **COEFFICIENTE DI SPINTA (UGELLO, γ):**

$$\boxed{C_F} = \frac{F}{p_c A_t} = \Gamma \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} + \frac{A_e}{A_t} \left(\frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c} \right)$$

- **VEL. CARATTERISTICA (CAMERA COMBUST.):**

$$\boxed{c^*} = \frac{p_c A_t}{\dot{m}} = \frac{\sqrt{RT_c}}{\Gamma} = \frac{1}{\Gamma} \sqrt{\frac{\mathcal{R}T_c}{\mathcal{M}}}$$

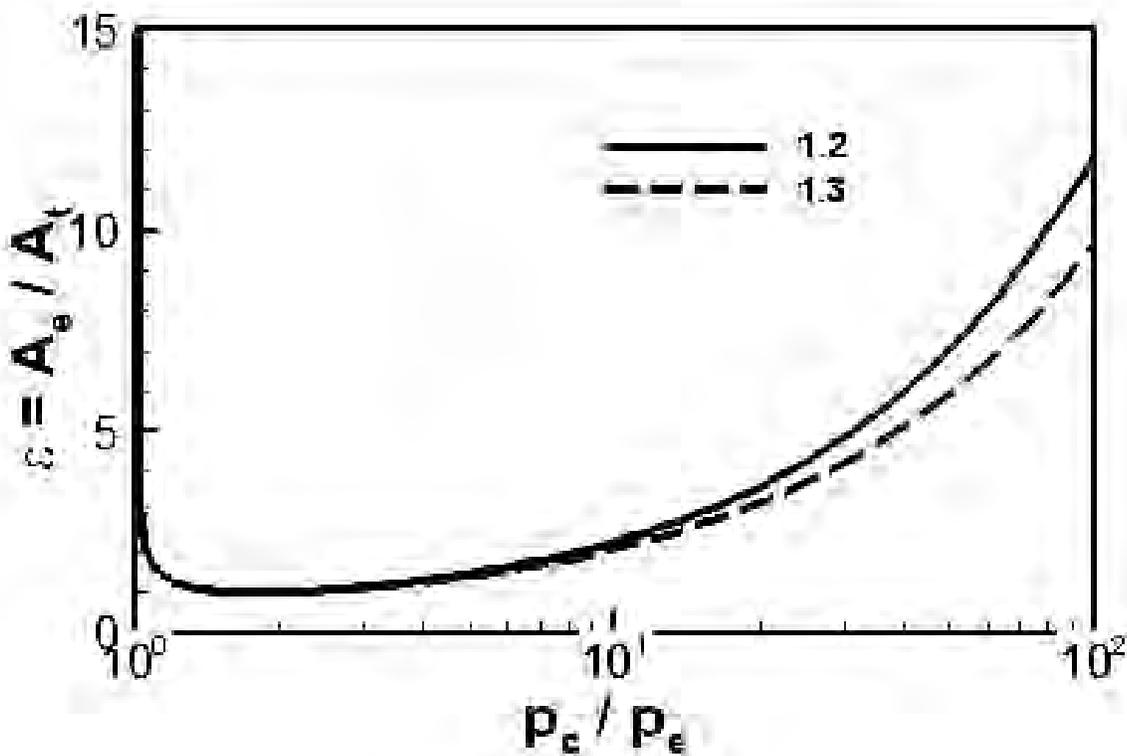
- $\epsilon = A_e/A_t$ **RAPPORTO DI ESPANSIONE UGELLO**

17.4 LEGAME TRA p_e/p_c ED $\epsilon = A_e/A_t$

- ϵ PUÒ ESSERE ESPRESSO IN FUNZ. DI p_e/p_c IN FORMA ANALITICA:

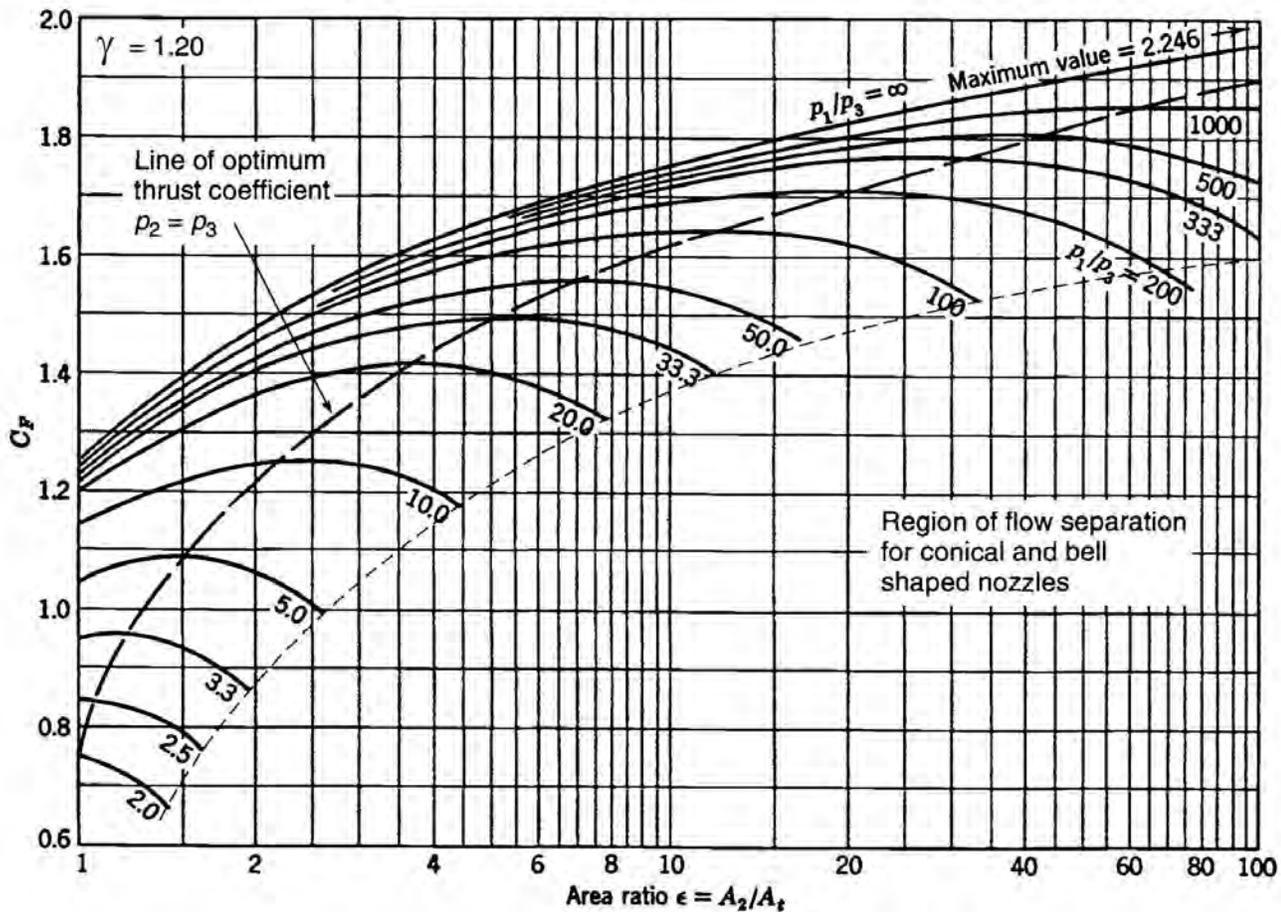
$$\epsilon = \frac{A_e}{A_t} = \frac{\Gamma}{\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{2/\gamma} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}\right]}}$$

- MA NON VICEVERSA; COMUNQUE DUE SOLUZIONI DI p_e/p_c PER OGNI VALORE DI ϵ
 → IN SUPERSONICO, p_e/p_c FUNZIONE DI ϵ



17.5 COEFFICIENTE DI SPINTA

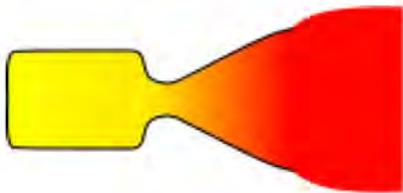
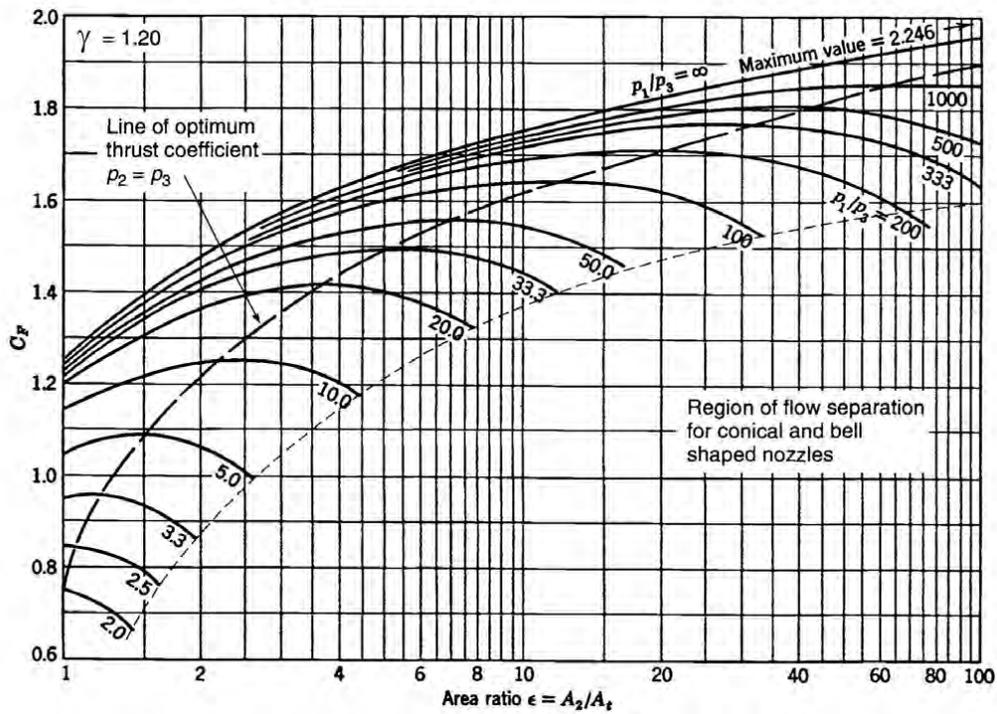
$$C_F = f(\gamma, \epsilon, p_c/p_a)$$



SEPARAZIONE PER $p_e < (0.25 \div 0.4) p_a$

- ALTI $p_c/p_a \rightarrow$ ALTI C_F MA... ALTO $\epsilon = A_e/A_t$
 \rightarrow
 MAGGIOR PESO UGELLO E PERDITE ATTRITO

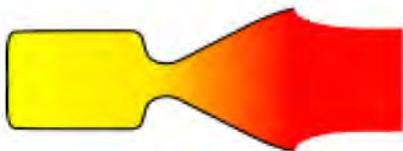
17.6 REGIMI DELL'UGELLO



ugello sottoespanso ($p_e > p_a$)



ugello adattato ($p_e = p_a$)

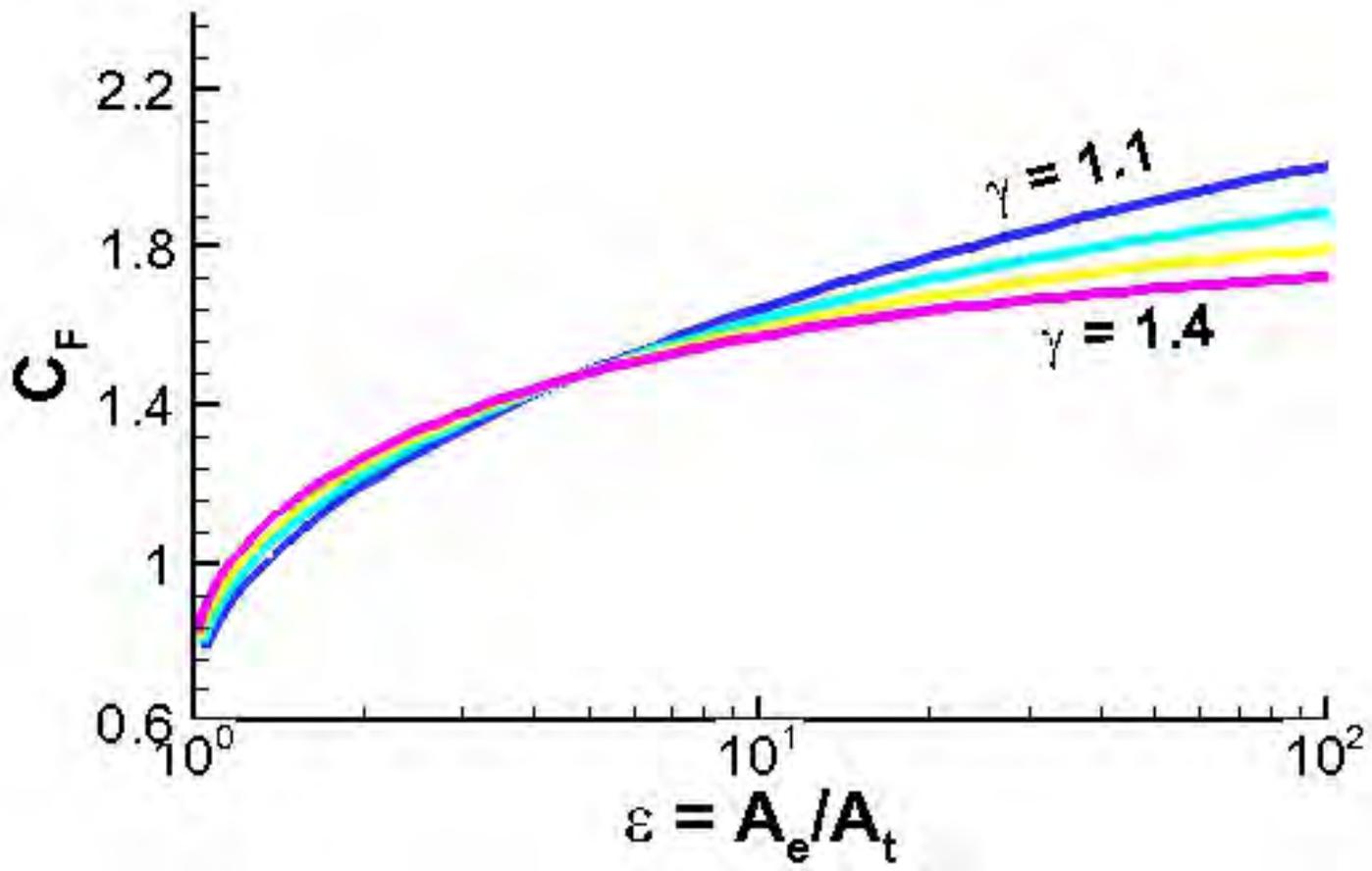


ugello sovraespanso ($p_e < p_a$)

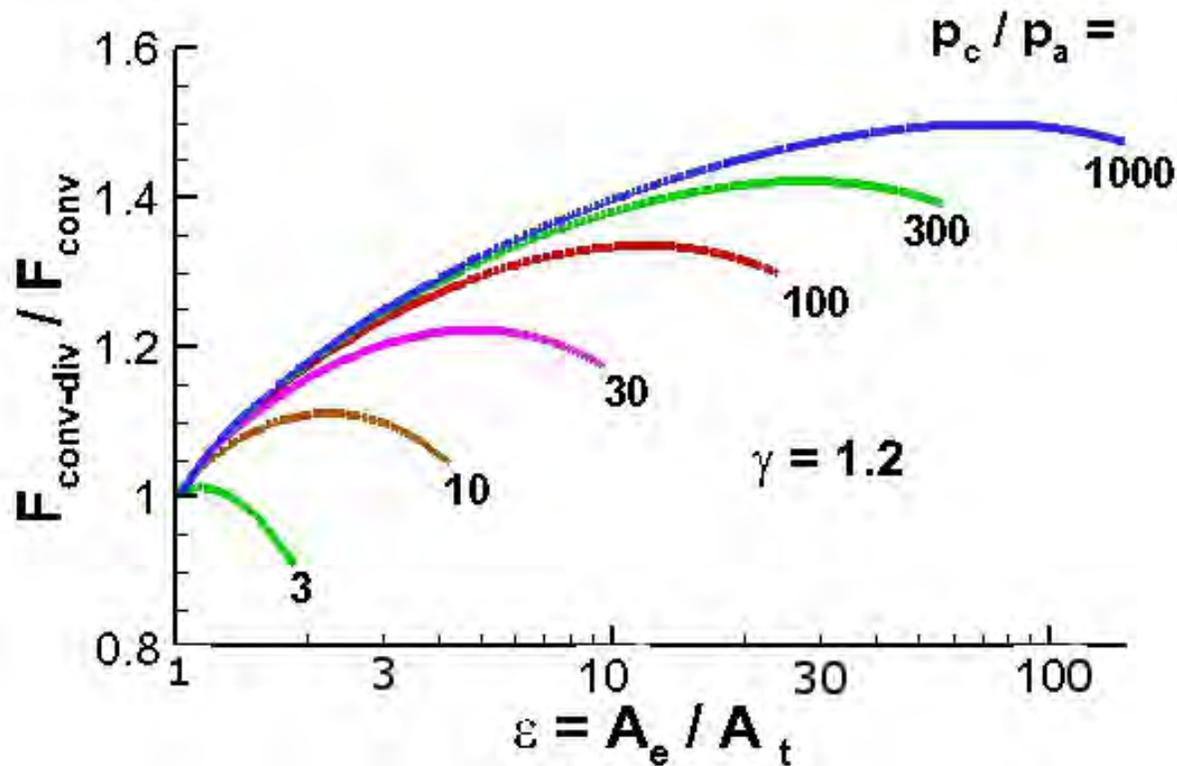


ugello fortemente sovraespanso ($p_e \ll p_a$)

17.7 COEFFICIENTE DI SPINTA PER UGELLO ADATTATO



17.8 RAPPORTO TRA SPINTA UGELLO CONV-DIV e UGELLO CONVERGENTE



- ALTA SPINTA PER ALTE p_c O BASSE p_a (VUOTO)
- MA MAGGIORE RAPPORTO DI ESPANSIONE

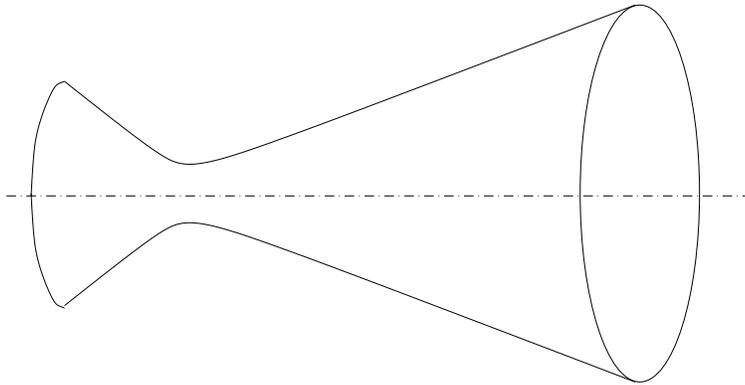
17.9 VELOCITÀ EQUIVALENTE IMPULSO SPECIFICO

$$u_{eq} = c^* C_F, \quad I_{sp} = \frac{u_{eq}}{g_0} = \frac{u_{eq}}{9,80665}$$

- CRESCE CON T_c , DECRESCHE CON \mathcal{M}
- MAX AL VARIARE DI ϵ QUANDO $p_e = p_a$
- CRESCE CON p_c PER TERMINE DI PRESSIONE (IN C_F)

- * LANCIATORI : ϵ CONTENUTI PER PRIMO STADIO, ALTE p_c
- * STADI SUPERIORI E SISTEMI SPAZIALI: ϵ ALTI, p_c CONTENUTE

17.10 GEOMETRIA DEGLI UGELLI: UG. CONICO

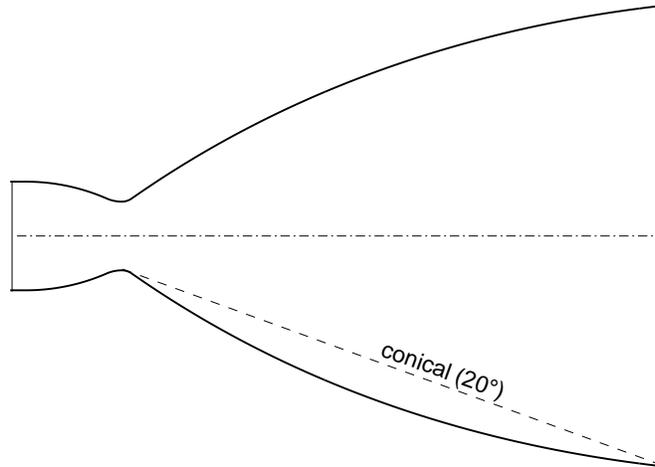


- SEZIONE CONVERGENTE (ANGOLO $30^\circ \div 45^\circ$)
- SEZIONE DI GOLA A PROFILO CIRCOLARE CON RAGGIO DI CURVATURA $>$ RAGGIO DI GOLA (FINO A $2 \div 3$ VOLTE)
- SEZIONE DIVERGENTE CON ANGOLO DI SEMIAPERTURA VINCOLATO DA:
 - RISCHIO DI SEPARAZIONE DEL GETTO, PERDITE PER DIVERGENZA (PER α GRANDI)
 - PERDITE PER ATTRITO, PESO (PER α PICCOLI)

$$F = \lambda \dot{m} u_e + (p_e - p_a) A_e \quad \text{DOVE} \quad \lambda = \frac{1 + \cos \alpha}{2}$$

- ANGOLI DI SEMIAPERTURA GENERALMENTE COMPRESI TRA 12° E 18° PER UGELLI CONICI

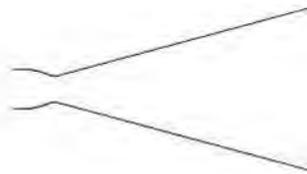
17.11 UGELLI A CAMPANA o CONTORNATI



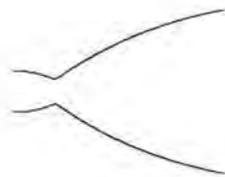
⇒ ANGOLI DI SEMIAPERTURA IMMEDIATAMENTE A VALLE DELLA GOLA $\sim 30^\circ \div 60^\circ$, ALL'USCITA $2^\circ \div 8^\circ$

- MINORE PERDITE PER DIVERGENZA, PIÙ CORTI (LEGGERI)

conical
nozzle



bell (or contoured)
nozzle



17.12 CONDIZIONI IN CAMERA DI COMBUSTIONE

- $c^* = c^*(\text{reagenti}, O/F, p_c)$

(supponendo che reagenti entrino in camera a $T = T^0$)

- OCCORRONO T_c, \mathcal{M}, γ



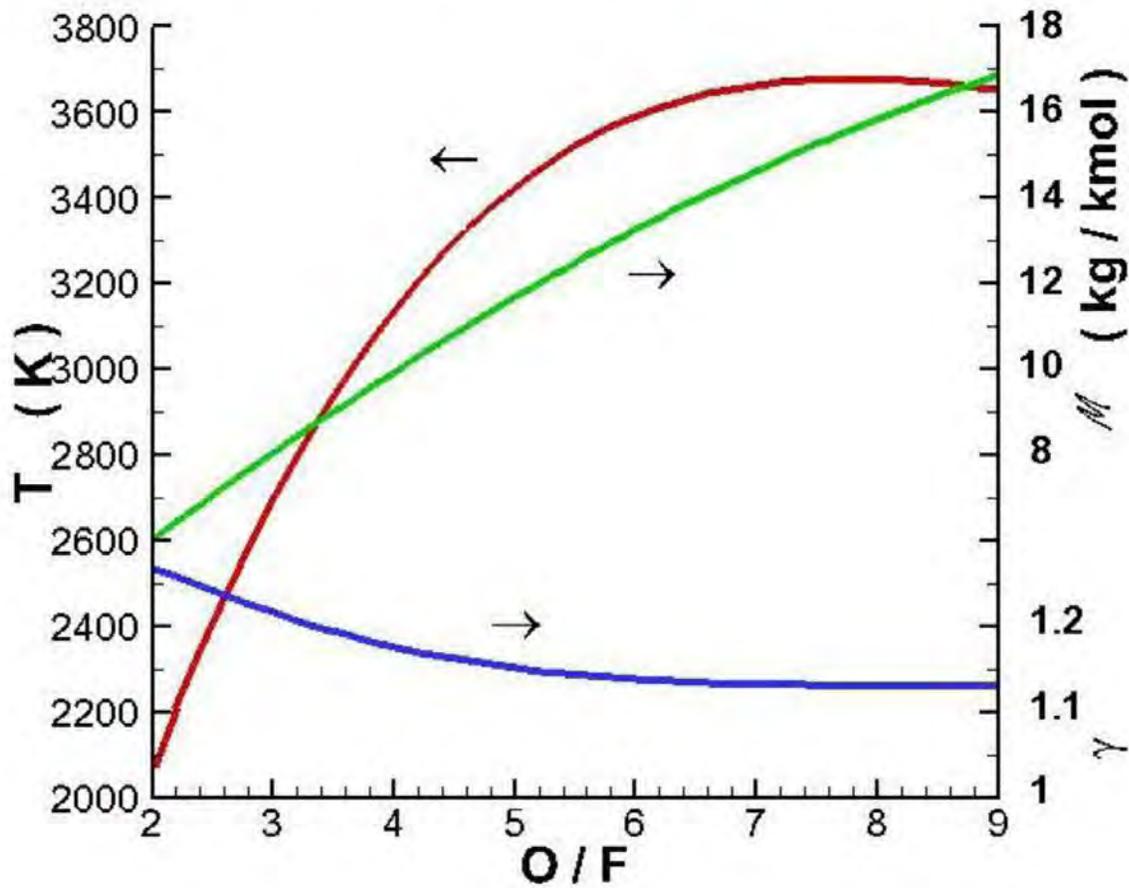
$$\rightarrow \left(\frac{O}{F} \right)_{st} = \frac{16}{2} = 8$$

17.13 PRESTAZIONI *STANDARD* DEI PROPELLENTI

- A LIVELLO DEL MARE (*S/L*):
 - ESPANSIONE DA $p_c=6.9$ MPa (1000 psi)
FINO A $p_e=0.101$ MPa (1 atm) $\rightarrow \epsilon$
- NEL VUOTO (*vac*):
 - ESPANS. DA $p_c=6.9$ MPa CON $\epsilon=40 \rightarrow p_e$

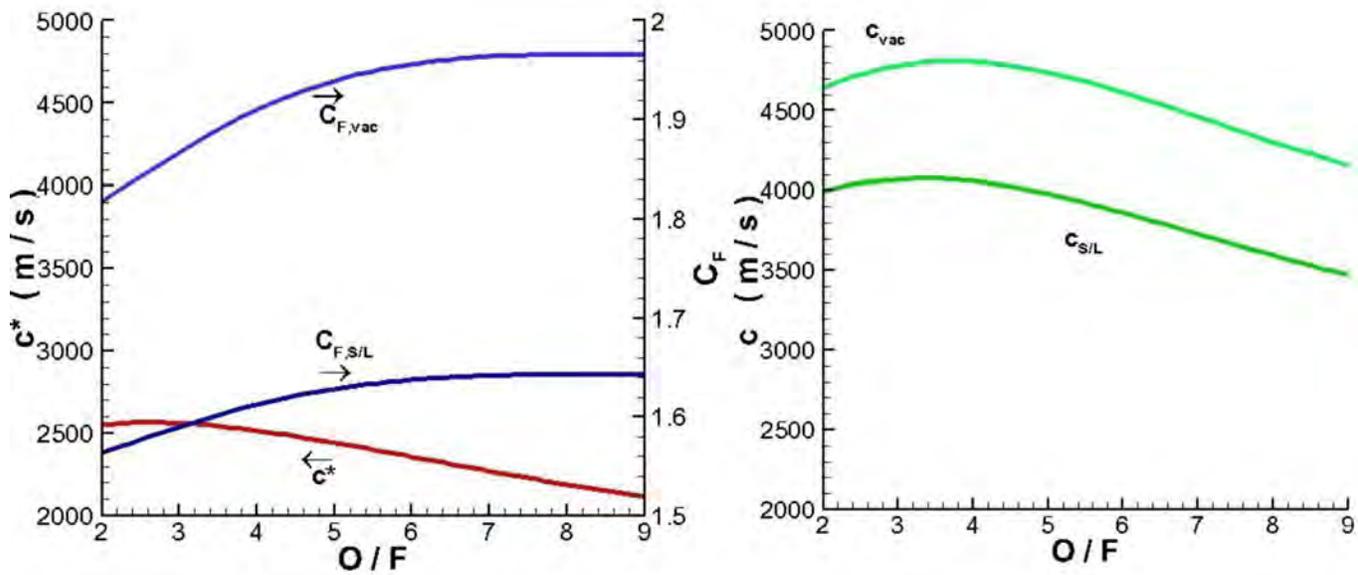
**17.14 CONDIZIONI IN CAMERA
EFFETTO DI O/F**

LH/LOX at $p_c = 7$ MPa



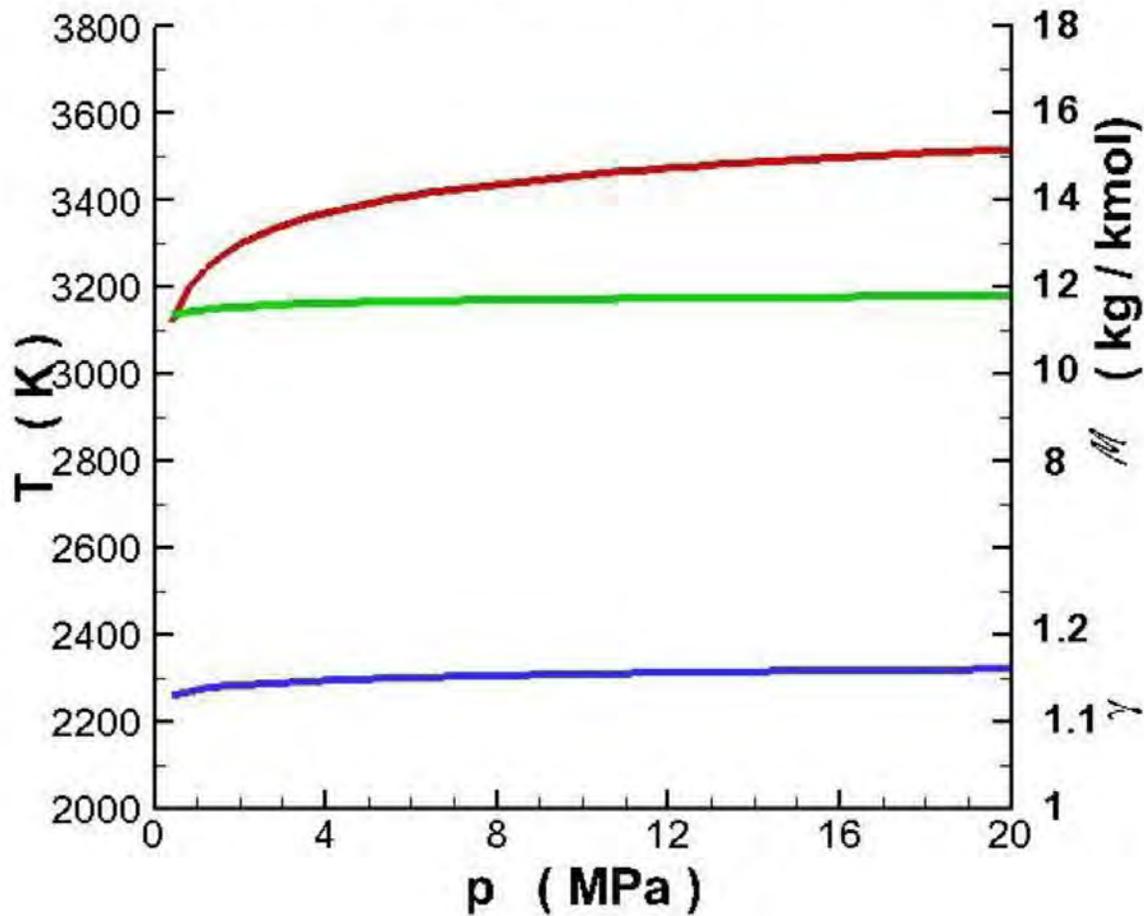
**17.15 PRESTAZIONI
EFFETTO DI O/F**

LH/LOX at $p_c = 7$ MPa

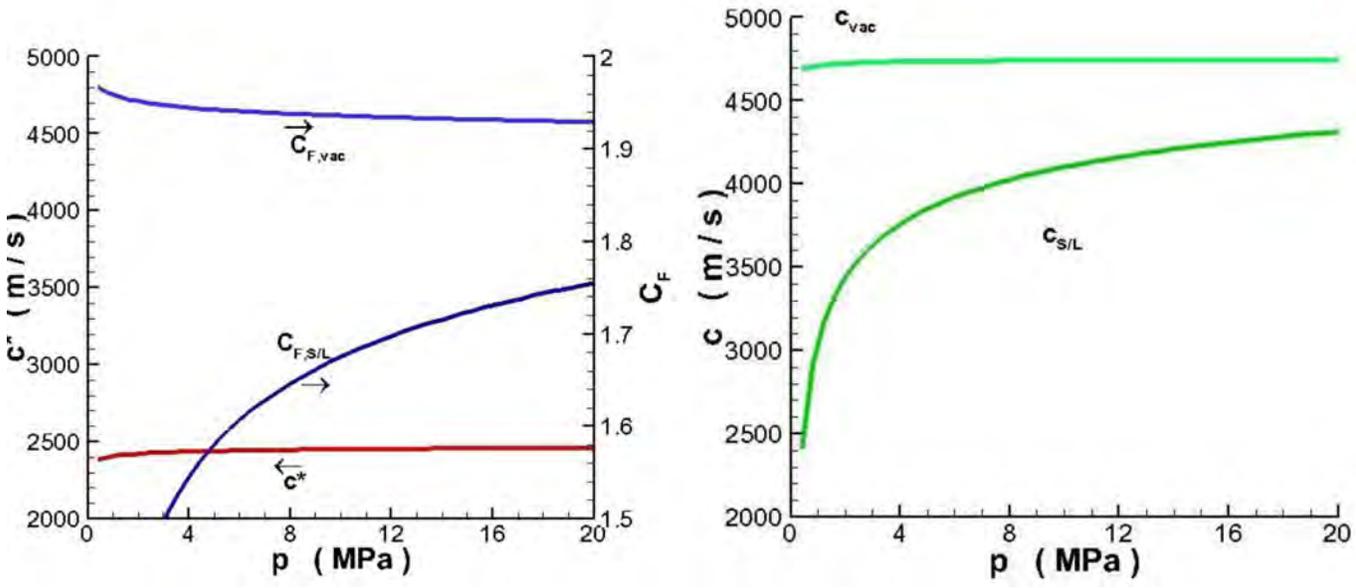


17.16 CONDIZIONI IN CAMERA EFFETTO DI p_c

LH/LOX at $O/F = 5$

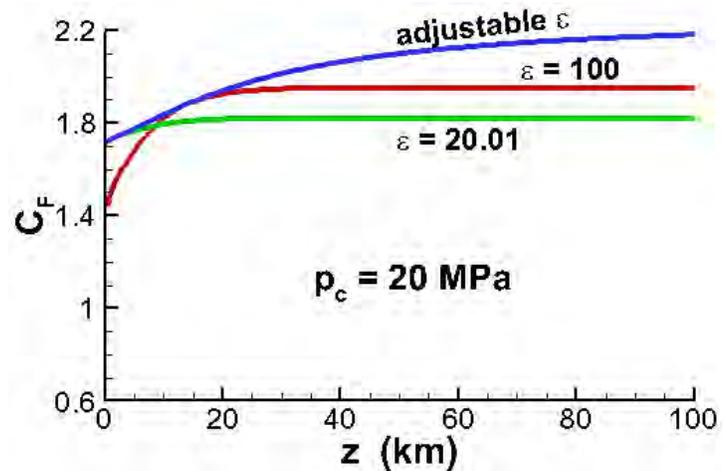
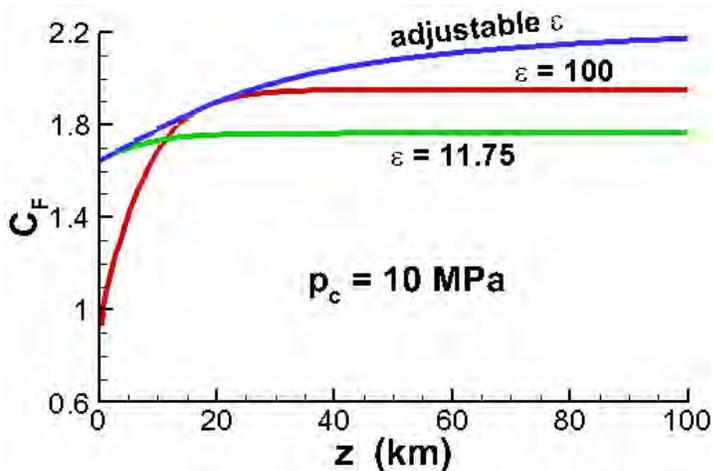


17.17 PRESTAZIONI EFFETTO DI p_c



17.18 COMPORTAMENTO UGELLO AL VARIARE DELLA QUOTA

- PER ADATTARE UGELLO A p_a DECRESCENTI IN SALITA, OCCORREREBBE ϵ VARIABILE
- SCELTA DEL VALORE DI ϵ DA COMPROMESSO TRA PRESTAZIONI A BASSA E ALTA QUOTA



17.19 UGELLI REALI

● PRESTAZIONI DIFFERISCONO DA QUELLE DI UGELLI IDEALI:

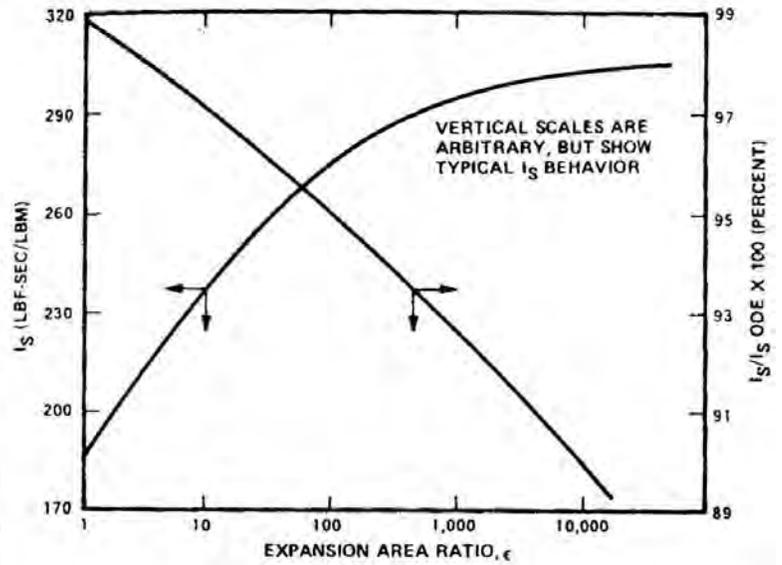
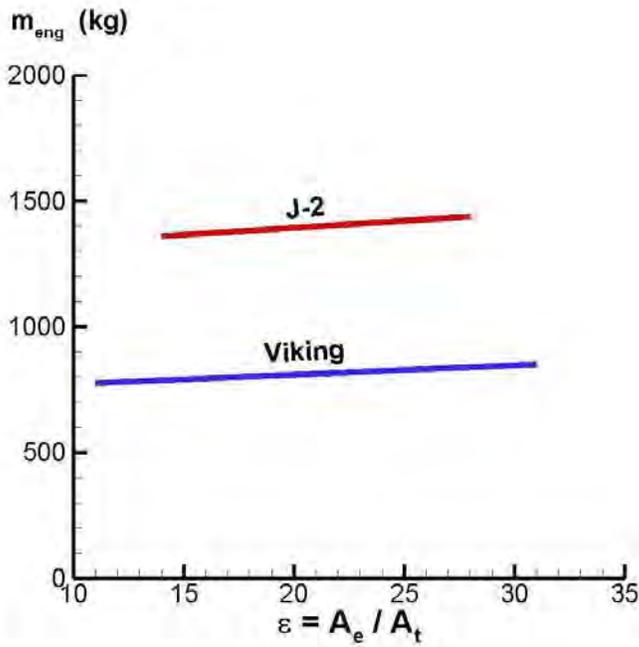
- DIVERGENZA (PERDITE $< 2,5\%$)
- ATTRITO (PERDITE $\sim 0,5-1,5\%$)
- FLUSSO BIFASE (PARTICELLE O GOCCIOLINE, PERDITE FINO AL 5%)
- REAZIONI CHIMICHE (GUADAGNO $\sim 1-4\%$)
- TRANSITORI (PERDITE FINO AL 50%)
- RAFFREDDAMENTO

● COEFFICIENTI CORRETTIVI η_{C_F} e η_{c^*} :

$$C_F = \eta_{C_F} \cdot C_{F,ideal} \quad (383)$$

$$c^* = \eta_{c^*} \cdot c_{ideal}^* \quad (384)$$

17.20 EFFETTO RAPPORTO DI ESPANSIONE ϵ SU MASSA, $I_{sp,vac}$ E RENDIM. η_n DELL'UGELLO



18.1 ENDOREATTORI A PROPELLENTI LIQUIDI (LRE)



1. SERBATOI DI PROPELENTE
2. SIST. ALIMENTAZ., CON I SOTTOSISTEMI:
 - TURBOPOMPE o GAS PRESSURIZZANTE
 - LINEE DI ALIMENTAZIONE
 - VALVOLE
3. CAMERA DI SPINTA, CON I SOTTOSISTEMI:
 - INIETTORI
 - CAMERA DI COMBUSTIONE
 - UGELLO
 - SISTEMA DI RAFFREDDAMENTO
 - SISTEMA DI ACCENSIONE
- VANTAGGI/SVANTAGGI:
 - + ALTE PRESTAZIONI (u_{eq})
 - + RIACCENDIBILI, SPINTA MODULABILE
 - COMPLESSI, COSTOSI
 - NON FACILMENTE SCALABILI

18.2 CLASSIFICAZIONE

**IN BASE
ALLA
MISSIONE:**

PROPULSIONE PRINCIPALE
(ELEVATO ΔV)
PROPULSIONE AUSILIARIA
(CONTROLLO ASSETTO, CORREZ. TRAIETTORIA)

**IN BASE AL
PROPELLENTE:**

MONOPROPELENTE
(DECOMPOSIZIONE ESOTERMICA)
BIPROPELENTE
(COMBUSTIBILE E OSSIDANTE)

**IN BASE AL
SISTEMA DI
ALIMENTAZIONE:**

GAS PRESSURIZZANTE
TURBOPOMPE

● **INOLTRE:**

- **CRIOGENICI, IMMAGAZZINABILI (*STORABLE*)**
- **IPERGOLICI**

18.3 PROPELLENTI: DESIDERATA

● ENERGETICI:

1. ALTA T_c
2. BASSO \mathcal{M}

● FISICI:

1. BASSA T_{sol} , ALTA T_b (solidificaz, ebolliz)
2. ELEVATA ρ_p , $I_d = \rho_p I_{sp}$ (densità)
3. STABILITÀ CHIMICO-FISICA
4. NON TOSSICITÀ
5. ELEVATI λ , c (conduttività, calore specifico)
6. BASSA μ (viscosità)
7. BASSA $p_{vap}(T)$
8. BASSA f_v (particolato)
9. *PLUME* NON LUMINOSA (APPLICAZ. MILIT.)
10. IPERGOLICITÀ
11. IMMAGAZZINABILITÀ

● ECONOMICI:

1. APPROVVIGIONAMENTO
2. PRODUZIONE
3. TRASPORTO
4. COSTI

18.4 OSSIDANTI**OSSIGENO (O_2)*****CRIOGENICO* [$T_b=90\text{K}$ (1 atm)], $\rho=1140\text{kg/m}^3$** **FLUORO (F_2)*****CRIOGENICO* [$T_b=85\text{K}$ (1 atm)], $\rho=1510\text{kg/m}^3$,
TOSSICO, REATTIVO, CORROSIVO****ACIDO NITRICO (HNO_3)*****STORABLE* [$T_{sol} = 232\text{ K}$, $T_b = 356\text{ K}$ (1 atm)],
 $\rho = 1550\text{ kg/m}^3$, **CORROSIVO******PEROSSIDO D'IDROGENO (H_2O_2) (*ACQUA OSSIGENATA*)*****STORABLE*, IN CONCENTRAZ. FINO AL 99%,
[$T_{sol}=273\text{ K}$, $T_b=423\text{ K}$ (1 atm)], $\rho=1460\text{ kg/m}^3$,
INSTABILE, AGGRESSIVO****TETROSSIDO DI AZOTO (N_2O_4)*****STORABLE* [$T_{sol} = 262\text{ K}$, $T_b = 294\text{ K}$ (1 atm)],
 $\rho = 1450\text{ kg/m}^3$, **TOSSICO, CORROSIVO****

18.5 COMBUSTIBILI

IDROCARBURI (HC; C_nH_m , CH_x)

ECONOMICI, LARGAMENTE DISPONIBILI:

CHEROSENE ($\sim CH_{1,96}$), **STORABLE**, $\rho \sim 800$ kg/m³, (USA: RP-1, MINIMO *FOULING*);

METANO (CH_4), **CRIOGENICO** ($T_b=112$ K), $\rho = 425$ kg/m³;

IDROGENO (H_2)

CRIOGENICO ($T_b=20$ K), **BASSIS**. $\rho=70$ kg/m³

IDRAZINA (N_2H_4)

STORABLE ($T_{sol}=275$ K, $T_b=387$ K), $\rho=1020$ kg/m³,
TOSSICA, CORROSIVA, CANCEROGENA

DIMETILIDRAZINA ASIMMETRICA (UDMH),

$(CH_3)_2NNH_2 \sim$ IDRAZINA ($T_{sol}=216$ K, $T_b=336$ K),
 $\rho=850$ kg/m³

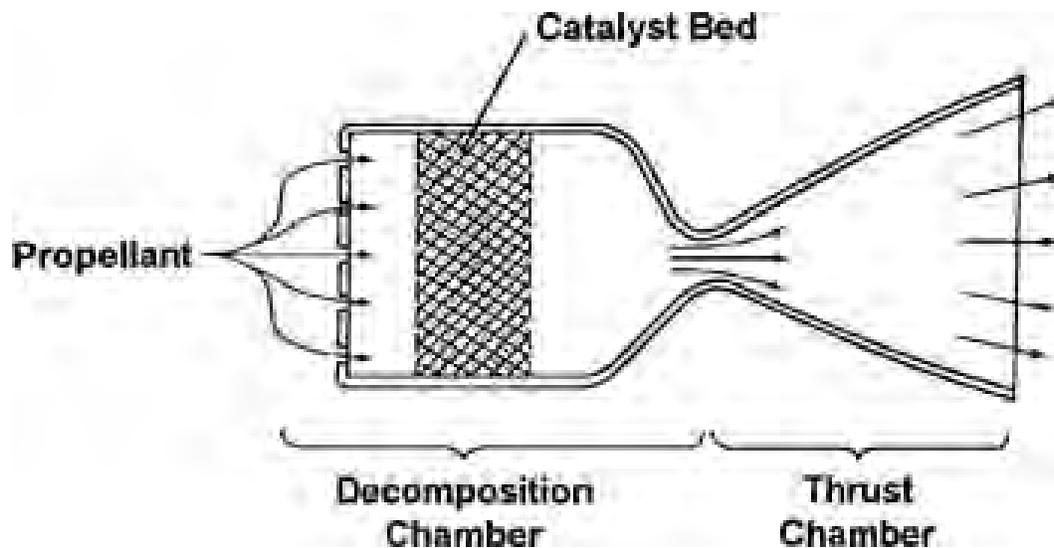
MONOMETILIDRAZINA (MMH, CH_3NHNH_2)

\sim IDRAZINA ($T_{sol}=221$ K, $T_b=361$ K), $\rho=875$ kg/m³

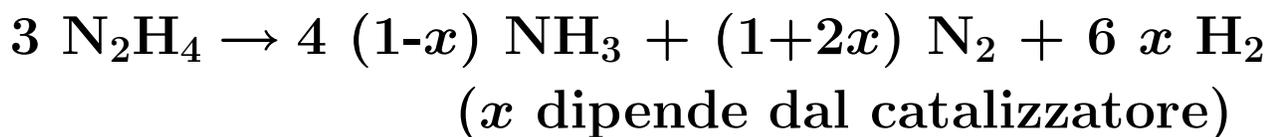
AEROZINA

MISCELA 50% UDMH, 50% N_2H_4

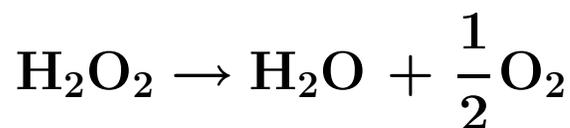
18.6 MONOPROPELLENTI



- IDRAZINA (N_2H_4), u_{eq} FINO A 2300 m/s



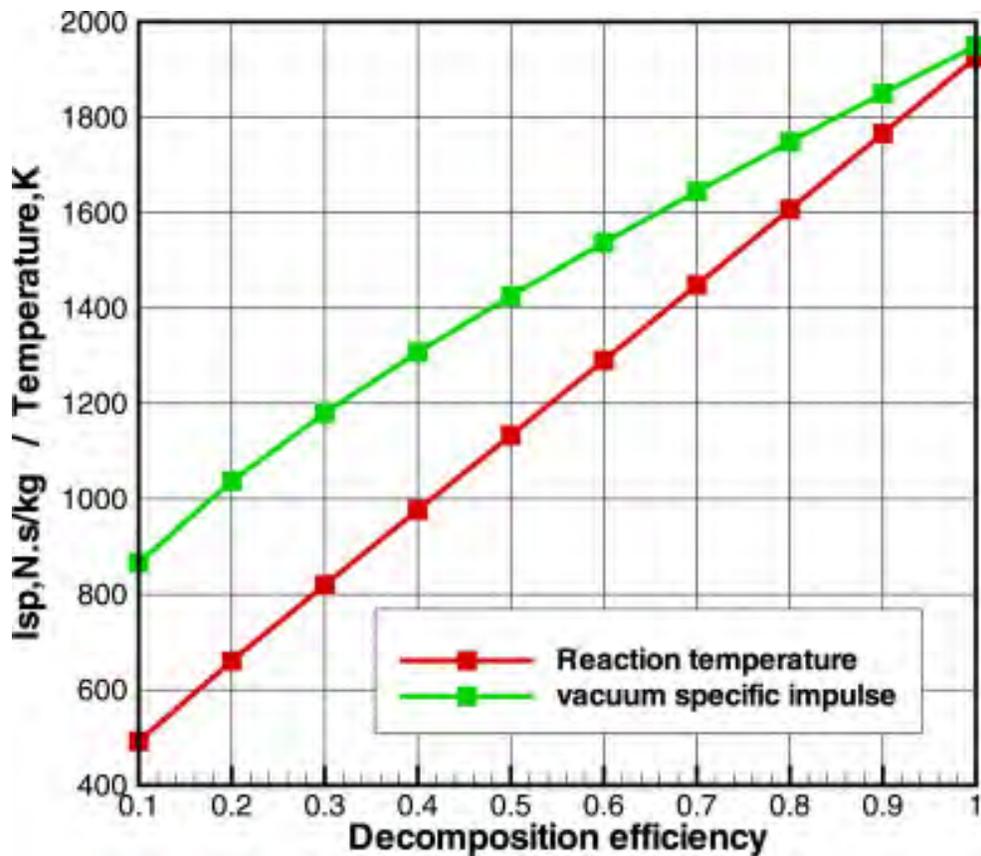
- (UDMH e MMH TROPPO STABILI)
- PEROSSIDO DI IDROGENO (H_2O_2),
 u_{eq} FINO A 1400 m/s



- IN FASE DI SPERIMENTAZIONE:

HAN (NH_3OHNO_3), u_{eq} FINO A 2650 m/s, $\rho=1840$ kg/m³ → PRODOTTI NON TOSSICI, MA SOLUZ. CORROSIVA TOSSICA FORSE CANCEROGENA

18.7 EFFICIENZA DEL CATALIZZATORE



- OCCORRE PRERISCALDARE IL CATALIZZATORE PRIMA DELL'ACCENSIONE

18.8 PRESTAZIONI DI SISTEMI BIPROPELLENTE

Espansione da $p_c=6.9$ MPa a $p_a = 0.101$ MPa

Ossidante	Combustibile	O/F	T_c (K)	$\bar{\rho}$ (kg/m ³)	c^* (m/s)	u_{eq} (m/s)
O ₂	H ₂	4.13	3013	290	2416	3810
F ₂	H ₂	7.94	3962	460	2556	4030
O ₂	CH ₄	2.68	3421	780	1877	2971
O ₂	RP-1	2.58	3676	1030	1799	2940
N ₂ O ₄	MMH	2.17	3396	1190	1745	2820
N ₂ O ₄	50% N ₂ H ₄ + 50% UDMH	1.98	3368	1120	1747	2820

Espansione da $p_c=6.9$ MPa al vuoto con $\varepsilon = 40$

Ossidante	Combustibile	O/F	T_c (K)	$\bar{\rho}$ (kg/m ³)	c^* (m/s)	u_{eq} (m/s)
O ₂	H ₂	4.83	3251	320	2386	4460
F ₂	H ₂	9.74	4258	520	2530	4700
O ₂	CH ₄	2.73	3448	785	1876	3477
O ₂	RP-1	2.77	3701	1030	1783	3510
N ₂ O ₄	MMH	2.37	3398	1200	1724	3360
N ₂ O ₄	50% N ₂ H ₄ + 50% UDMH	2.15	3369	1200	1731	3360

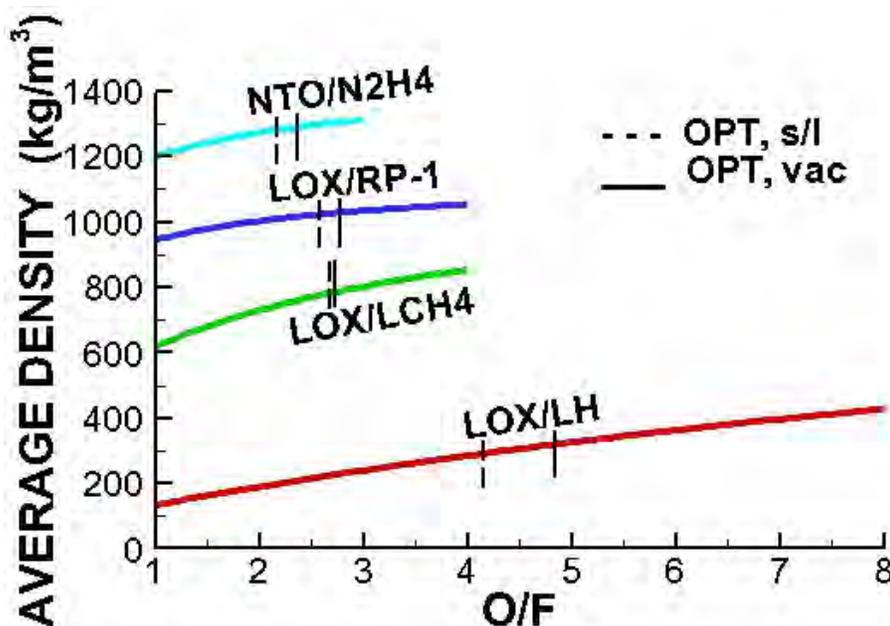
18.9 DENSITÀ *MEDIATA* DEI PROPELLENTI

- VOLUME (\rightarrow MASSA) COMPLESSIVO SERBATOI DIPENDE DA $\bar{\rho}$

$$\bar{\rho} = \frac{m_{fu} + m_{ox}}{V_{fu} + V_{ox}} = \frac{m_{fu} (1 + O/F)}{\frac{m_{fu}}{\rho_{fu}} + \frac{m_{ox}}{\rho_{ox}}} =$$

$$\frac{m_{fu} (1 + O/F)}{m_{fu} \left(\frac{1}{\rho_{fu}} + \frac{O/F}{\rho_{ox}} \right)} = \frac{1 + O/F}{\frac{1}{\rho_{fu}} + \frac{O/F}{\rho_{ox}}}$$

(385)



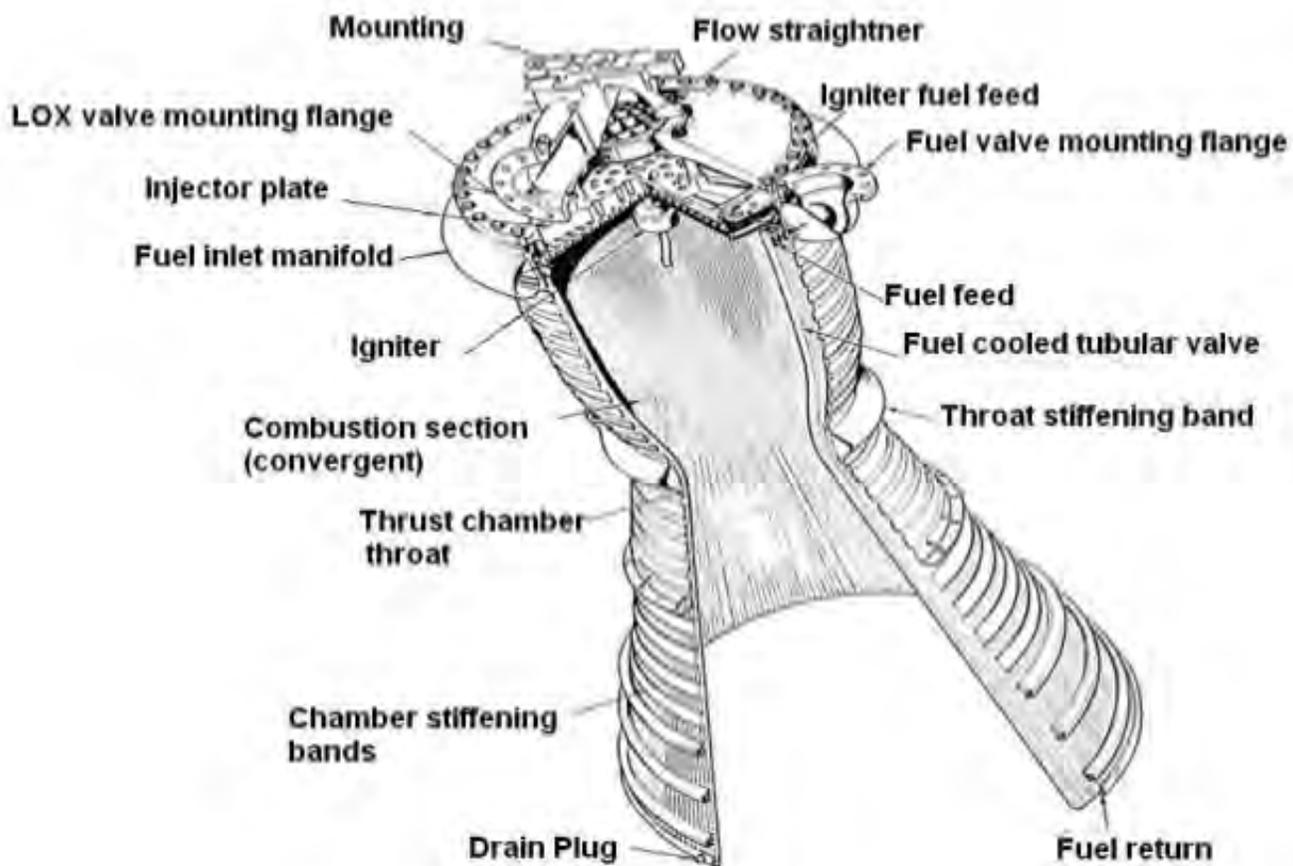
18.10 ESERCIZIO ENDOREATTORE A PROPELLENTI LIQUIDI

- LOX/cherosene, $O/F=3$, $t_b=120$ s, $p_c=7$ MPa, $F_{vac} = 100$ kN, $m_{pl} = 1000$ kg
- $T_c=3500$ K, $\mathcal{M}=22$ kg/kmol, $\gamma=1.2$, $p_e=50$ kPa, $\kappa_s=0.08$, $\rho_{ox}=1140$ kg/m³, $\rho_{fu}=800$ kg/m³, ullage = 5%;
 $p_{ox}=9.5$ MPa, $p_{fu}=10.5$ MPa, $\eta_p=0.6$, $\eta_m=0.9$
- DETERMINARE: ϵ , c^* , $C_{F,s/l}$, $C_{F,vac}$, $u_{eq,s/l}$, $u_{eq,vac}$, \dot{m} , \dot{m}_{ox} , \dot{m}_{fu} , m_{ox} , m_{fu} , \mathcal{V}_{ox} , \mathcal{V}_{fu} , $\mathcal{V}_{tank,ox}$, $\mathcal{V}_{tank,fu}$, D_t , m_s , m_0 , m_f , Δv_{vac} ; P_{turb}

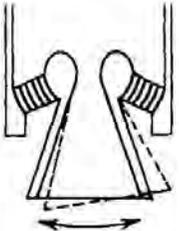
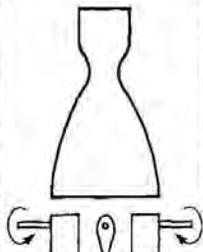
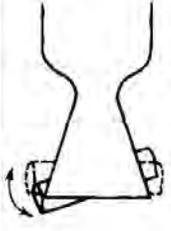
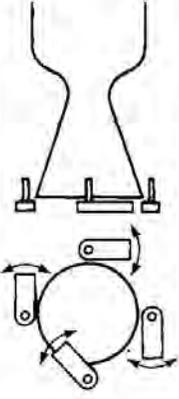
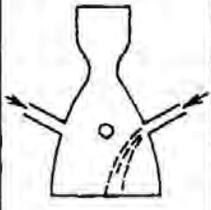
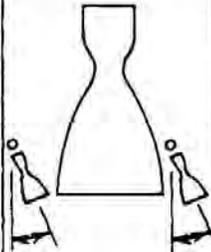
18.11 CAMERA DI SPINTA

● COMPONENTI:

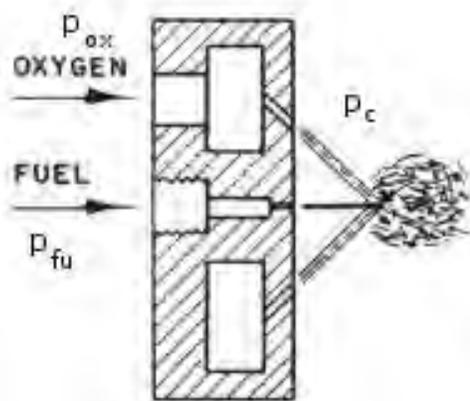
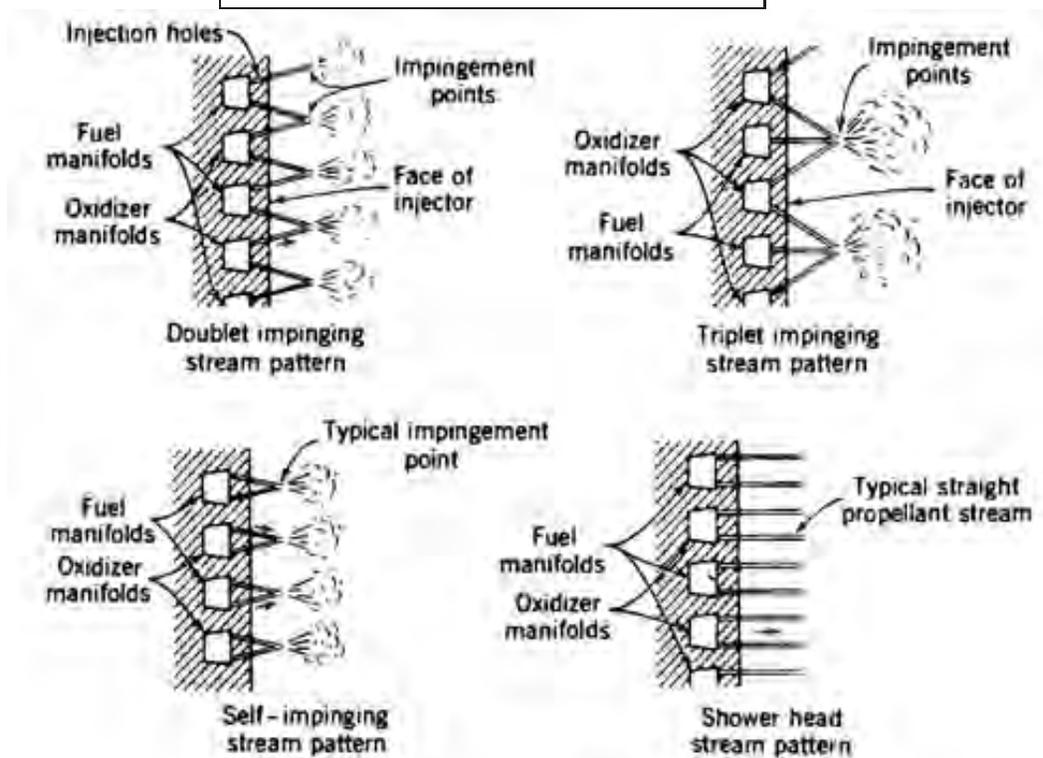
- PIASTRA D'INIEZIONE
- CAMERA DI COMBUSTIONE
- UGELLO
- SISTEMA DI RAFFREDDAMENTO
- SISTEMA DI ACCENSIONE



18.12 THRUST VECTOR CONTROL (TVC)

Gimbal or hinge	Flexible laminated bearing	Flexible nozzle joint	Jet vanes
			
Universal joint suspension for thrust chamber	Nozzle is held by ring of alternate layers of molded elastomer and spherically formed sheet metal	Sealed rotary ball joint	Four rotating heat resistant aerodynamic vanes in jet
L	S	S	L/S
Jetavator	Jet tabs	Side injection	Small control thrust chambers
			
Rotating airfoil shaped collar, gimballed near nozzle exit	Four paddles that rotate in and out of the hot gas flow	Secondary fluid injection on one side at a time	Two or more gimballed auxiliary thrust chambers
S	S	S	L

18.13 INIETTORI

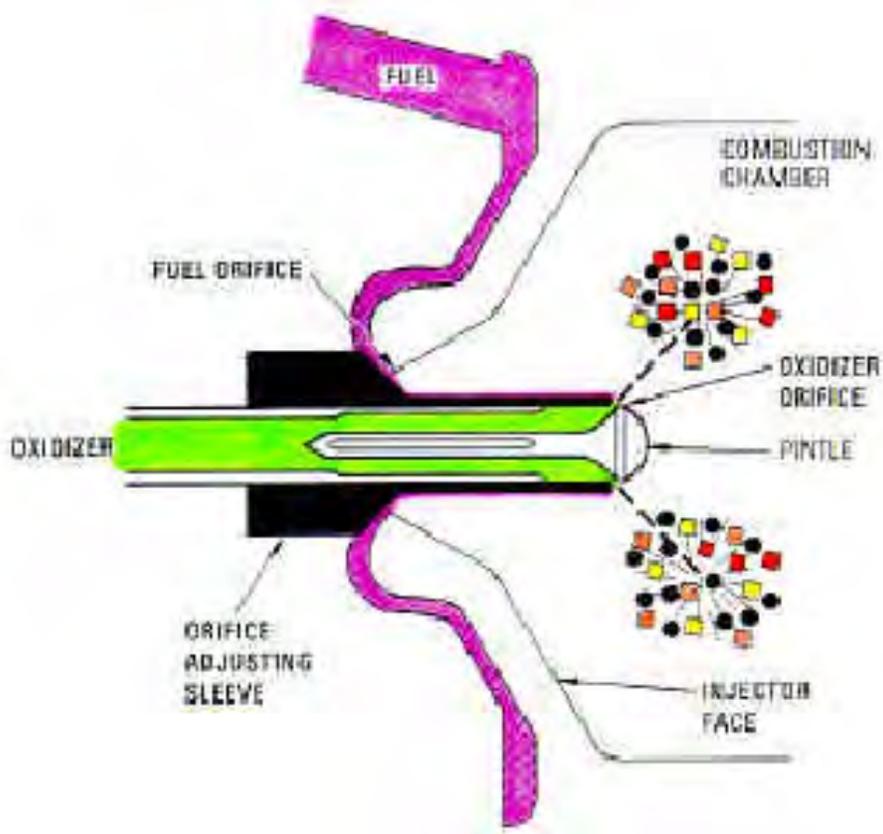


{	\dot{m}_i	portata iniettore
	ρ_p	densità liquido
	A_i	sezione iniettore
	$\Delta p = p_i - p_c$	Δp attraverso iniettore
	C_d	coefficiente scarico

$$\dot{m}_i = C_d A_i \sqrt{2 \rho_p \Delta p}$$

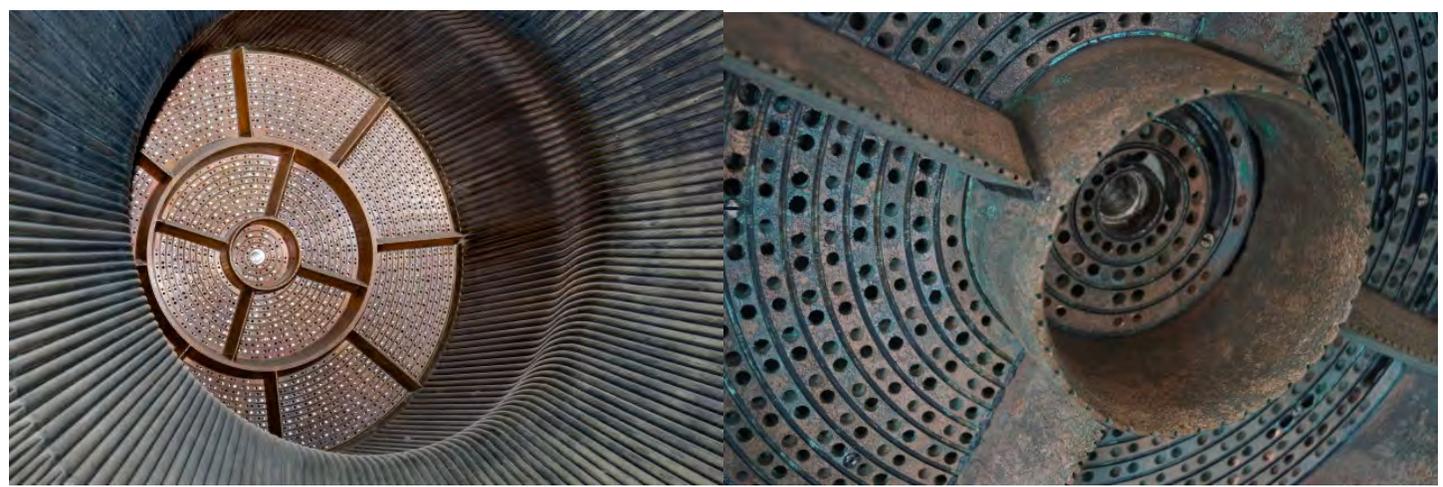
1. Δp PICCOLO PER RIDURRE $P_{POMPAGGIO}$
2. Δp GRANDE PER ATOMIZZAZIONE, E CONTROLLO *INSTABILITÀ DI COMBUSTIONE*
3. D_i da 30 a 800 μm (INFLUENZA INSTABILITÀ)

18.14 INIETTORI *PINTLE*



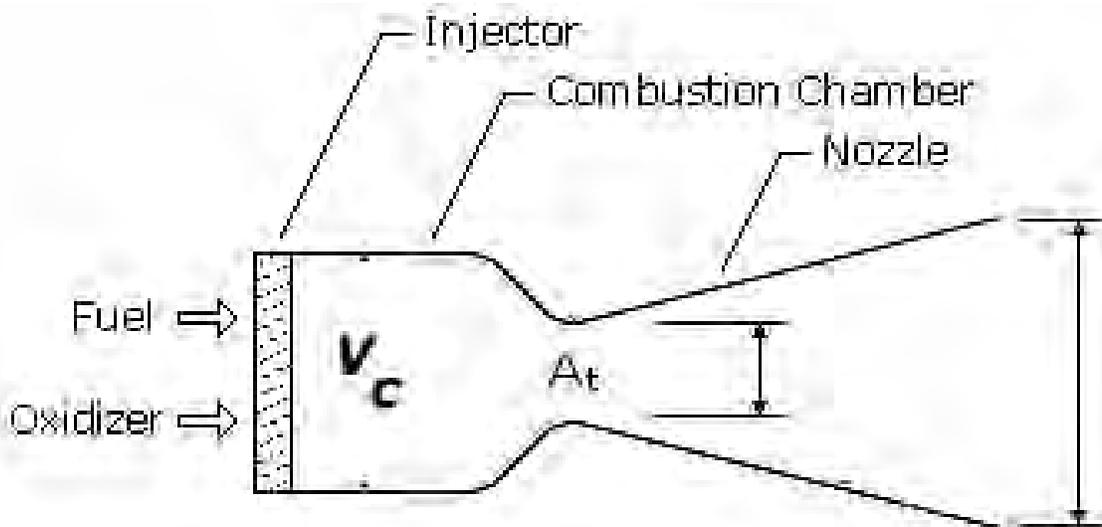
- esempio, MOTORI PER ATTERRAGGIO MORBIDO, REGOLABILI NEL CAMPO 10:1

18.16 PIASTRA INIETTORI



18.17 CAMERA DI COMBUSTIONE

1. t_c RESIDENZA IN CAMERA $\geq t^*$ PER EVAPORAZ, MESCOLOAMENTO, COMBUSTIONE COMPLETA
2. SUPERFICIE PARETI MINIMA
3. GEOMETRIA CILINDRICA
4. u BASSA (PER CONTENERE CADUTA p)



$$t_c = \frac{V_c}{\dot{V}} = \frac{\rho_c V_c}{\dot{m}} \geq t^* \quad \rightarrow \quad V_c \geq \frac{\dot{m} t^*}{\rho_c}$$

$$\dot{m} = \Gamma \frac{p_c A_t}{\sqrt{RT_c}} = \Gamma \rho_c A_t \cdot \sqrt{RT_c} \quad \rightarrow$$

$$V_c \geq \Gamma A_t t^* \sqrt{RT_c} \quad \rightarrow \quad \frac{V_c}{A_t} \geq \Gamma t^* \sqrt{RT_c} = L^*$$

LUNGHEZZ. CARATTERISTICA $L^* = t^* \Gamma \sqrt{RT_c} = t^* \Gamma^2 c^*$

18.18 VALORI DELLA LUNGHEZZA CARATTERISTICA

- L^* DIPENDE DA COMBINAZ. OXID/FUEL:

$$\begin{aligned} L^* &= 0,6 - 0,9 \text{ m} && \text{PER NTO/N}_2\text{H}_4; \\ &= 0,55 - 0,7 \text{ m} && \text{PER LOX/LH}; \\ &= 1 - 1,25 \text{ m} && \text{PER LOX/HC, ...} \end{aligned}$$

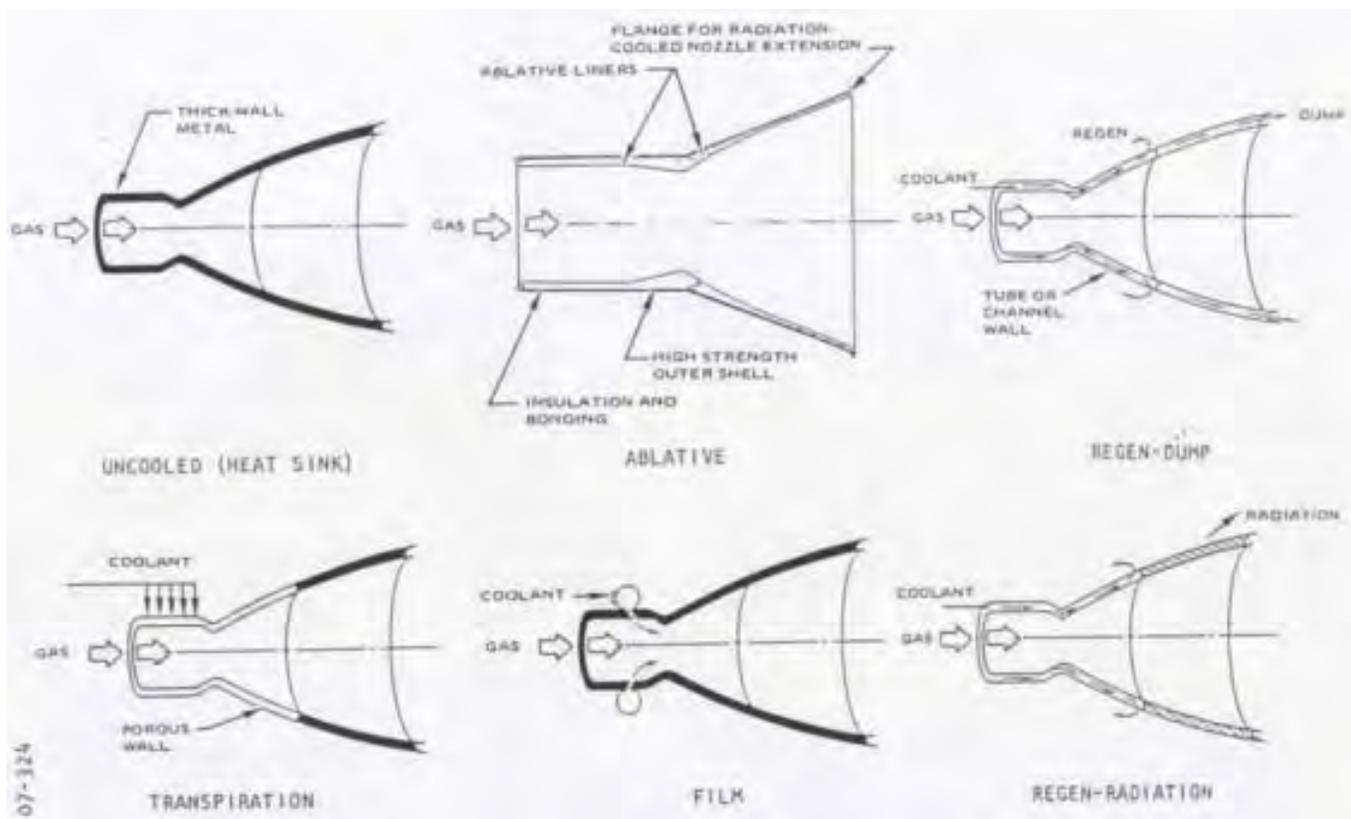
- CONSENTE UN PRIMO DIMENSIONAMENTO DELLA CAMERA

18.19 SISTEMI DI RAFFREDDAMENTO

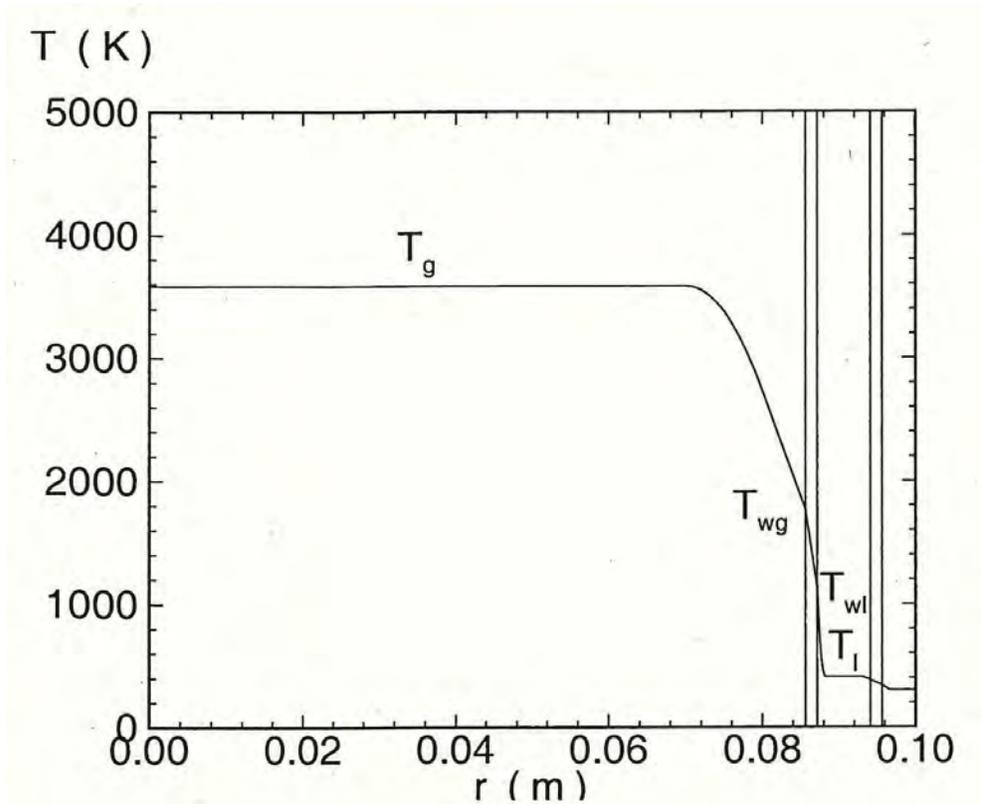
- METODI ATTIVI: FILM, CONVEZIONE FORZATA (REFRIGERANTE: COMBUSTIBILE)
- METODI PASSIVI: RADIAZIONE, PROTEZIONI TERMICHE

1. RIGENERATIVO (ATTIVO)
2. FILM (ATTIVO)
3. RADIAZIONE (PASSIVO)

SEZIONE PIÙ SOLLECITATA: GOLA



18.20 RAFFREDDAMENTO RIGENERATIVO



$$\dot{q} = h_g (T_g - T_{wg}) = \frac{\lambda_w}{t_w} (T_{wg} - T_{wl}) = h_l (T_{wl} - T_l)$$

$$T_g - T_{wg} = \frac{\dot{q}}{h_g} \rightarrow h_g \text{ BASSO (film cooling)} \quad (386)$$

(387)

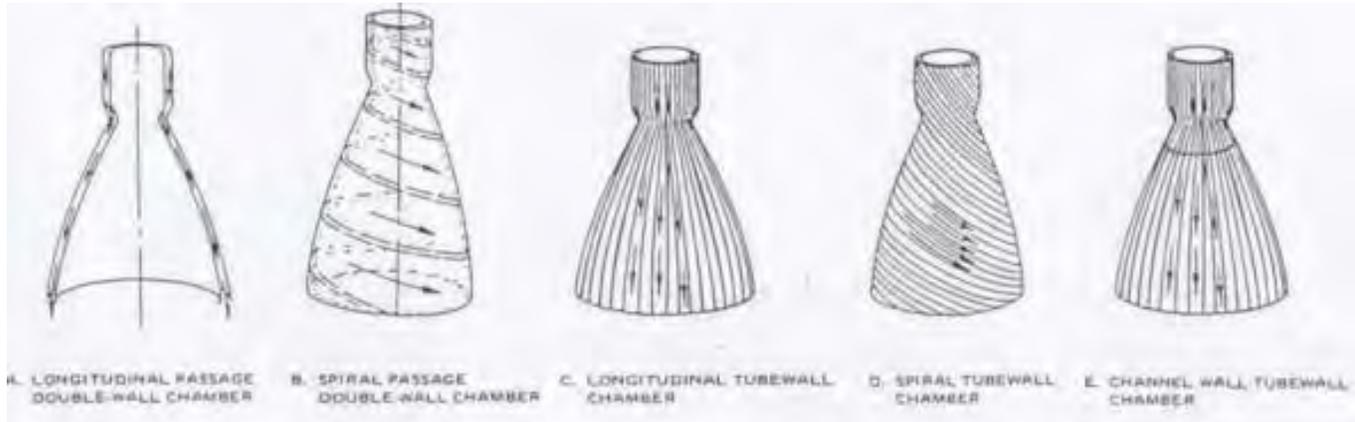
$$T_{wg} - T_{wl} = \frac{t_w}{\lambda_w} \dot{q} \rightarrow \lambda_w \text{ ALTO (Cu, Nb, acciaio)}$$

$$T_{wl} - T_l = \frac{\dot{q}}{h_l} \rightarrow h_l \text{ ALTO} \quad (388)$$

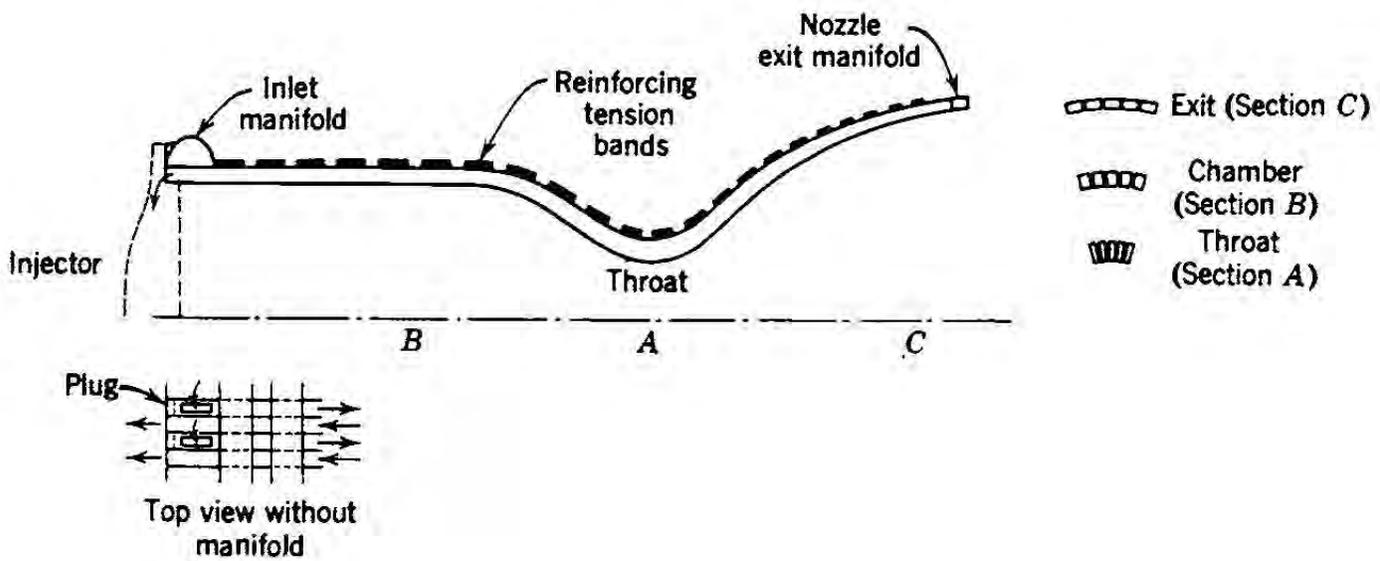
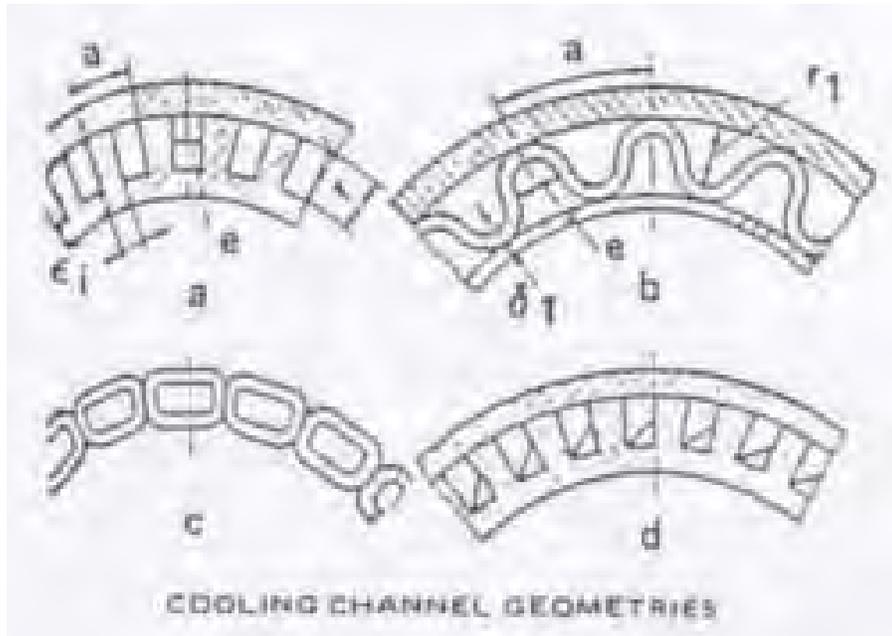
18.21 FLUIDO REFRIGERANTE: COMBUSTIBILE

- CAMERA DI SPINTA COMPOSTA DA CENTINAIA DI CANALI
- A CAUSA FORTI STRESSI TERMICI/MECCANICI, PÙÒ FORMARSI UNA CRICCA
- REFRIGERANTE SCHIZZA IN CAMERA
- PRODOTTI DI COMBUSTIONE CONTENGONO ECCESSO DI COMBUSTIBILE
- USANDO OSSIDANTE COME REFRIGERANTE, REAGIREBBE CON COMBUSTIBILE IN ECCESSO
- ULTERIORE REAZIONE → RILASCIO DI CALORE
- CRICCA SI ALLARGA
- INOLTRE, MATERIALE PARETE (Cu) PUÒ BRUCIARE CON L'OSSIGENO
- USARE COMBUSTIBILE COME REFRIGERANTE

18.22 CANALI DI RAFFREDDAMENTO DELLA CAMERA

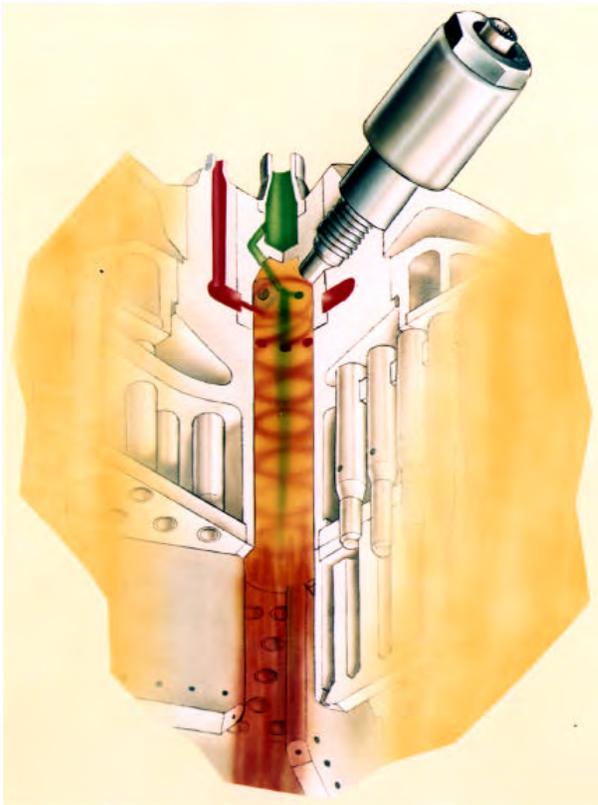


18.23 SEZIONE DEI CANALI DI RAFFREDDAMENTO DI RAFFREDDAMENTO



18.24 SISTEMA DI ACCENSIONE

- INIEZIONE PROPELLENTI IPERGOLICI
- CANDELE
(LOX/LH, SSME – RIACCENDIBILE)
- PROPELLENTI SOLIDI
(LOX/LH, VULCAIN – NON RIACCENDIBILE)



18.25 SISTEMA DI ALIMENTAZIONE

● COMPONENTE CRUCIALE

$$\dot{m}_o = \frac{(O/F)}{(O/F) + 1} \cdot \dot{m}$$

\dot{m}	PORTATA OX+FUEL
N_o	n. INIETTORI OSSIDANTE
ρ_o	DENSITÀ OSSIDANTE
A_i	SEZIONE INIETTORI OSSIDANTE
C_d	COEFFICIENTE SCARICO INIETTORE
p_o	CADUTA DI PRESSIONE LINEA OSSIDANTE

$$\dot{m}_o = N_o \dot{m}_i = N_o C_d A_i \sqrt{2 \rho_o \Delta p_o} \quad \rightarrow \quad \Delta p_o$$

● DEVE FORNIRE LA PRESSIONE:

$$p_{i,o} = p_c + \Delta p_o \quad (\sim \text{IDEM PER COMBUSTIBILE})$$

1. A GAS PRESSURIZZANTE:

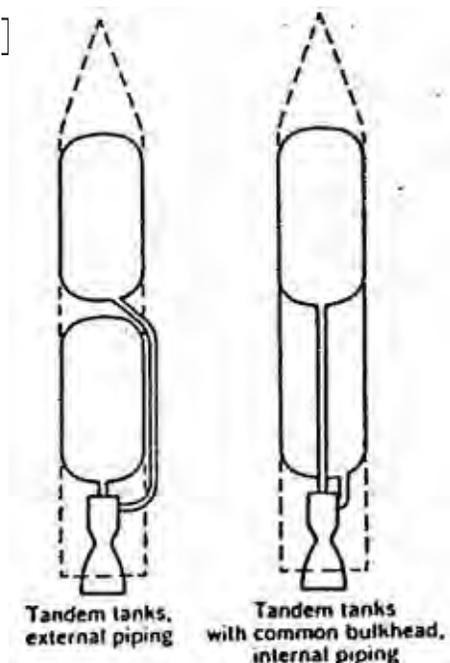
- UTILIZZABILE SOLO PER p_c BASSE (GRANDE m_{tank}); ADATTO PER ACCENSIONI RIPETUTE

2. A TURBOPOMPE:

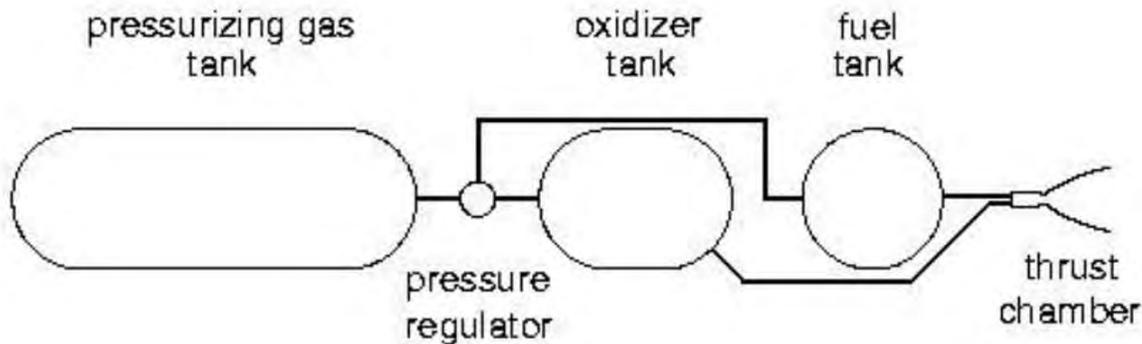
- LEGGERO; COMPLESSO E COSTOSO, LIMITATO NUMERO DI ACCENSIONI

18.26 SERBATOI

- **ALTA PRESSIONE (20–40 MPa)**
SERBATOI GAS PRESSURIZZANTE,
SOLITAMENTE SFERICI
- **MEDIA PRESSIONE (2–6 MPa)**
SERBATOI DEI PROPELLENTI NEI SISTEMI
A GAS PRESSURIZZANTE
- **BASSA PRESSIONE (0,1–0,6 MPa)**
SERBATOI DEI PROPELLENTI NEI SISTEMI
A TURBOPOMPE
- **ISOLAMENTO TERMICO NEI SERBATOI**
CRIOGENICI]

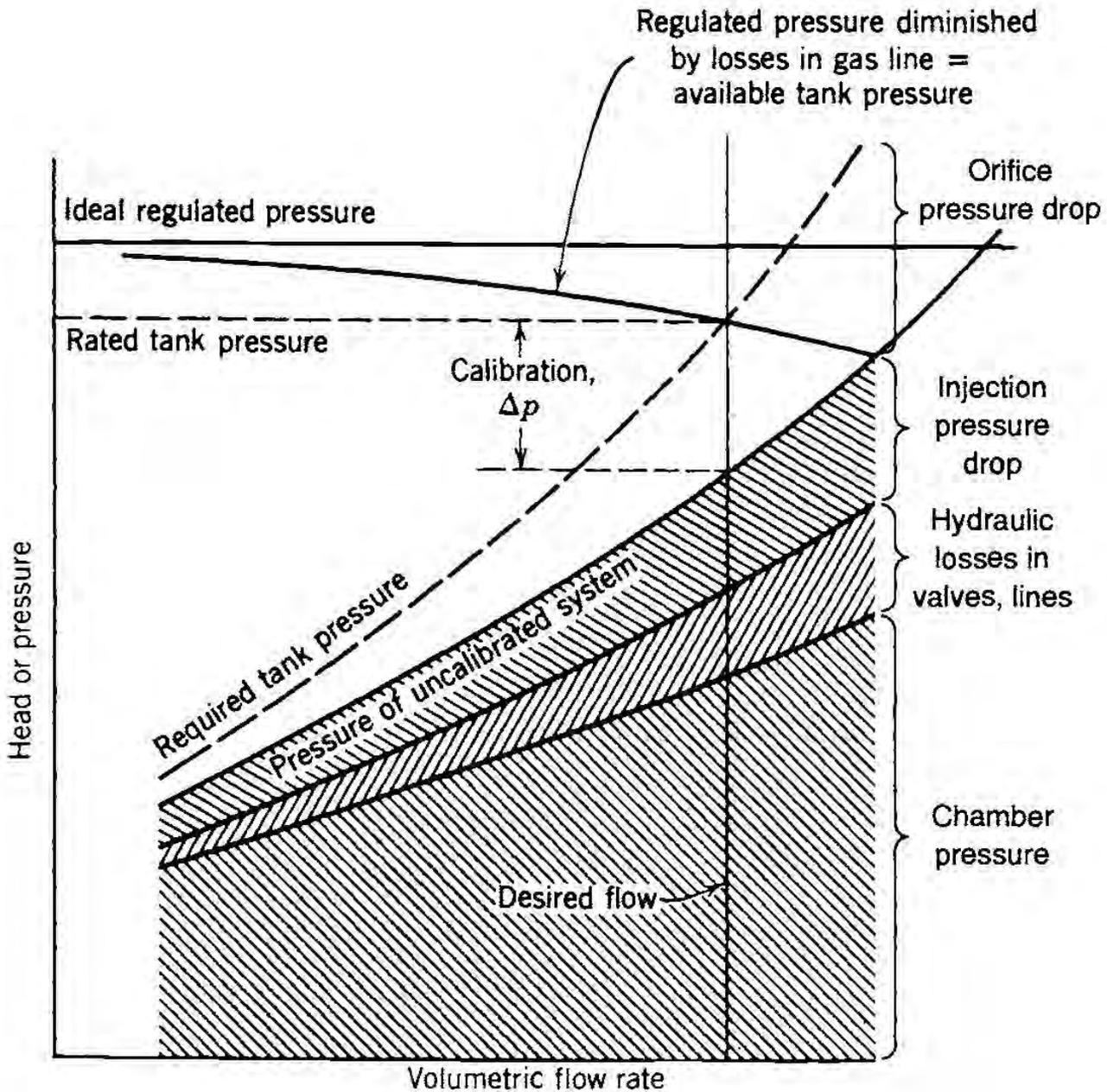


18.27 SISTEMA DI ALIMENTAZIONE A GAS PRESSURIZZANTE

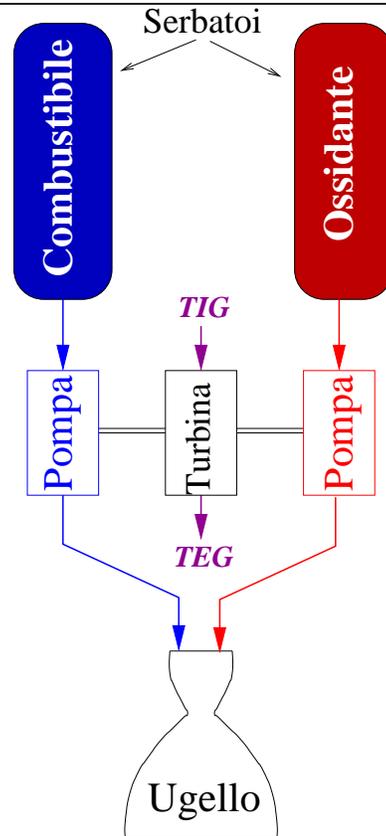


- **SERBATOI *IN PRESSIONE* (PESANTI)**
- **GAS PRESSURIZZANTE:**
 - **ARIA: ECONOMICA, MA PUÒ REAGIRE CON COMBUSTIBILI**
 - **AZOTO (N_2): INERTE, MA SOLUBILE IN O_2 , N_2O_4 (NTO)**
 - **ELIO (He): INERTE, LEGGERO, COSTOSO**

18.28 SISTEMA A GAS IN PRESSIONE: PUNTO OPERATIVO



18.29 SISTEMA DI ALIMENTAZIONE A TURBOPOMPE



● POTENZA CONFERITA AL FLUIDO:

$$\text{IDEALE} \quad P' = \Delta p \dot{V} = \Delta p \frac{\dot{m}}{\rho} \rightarrow$$

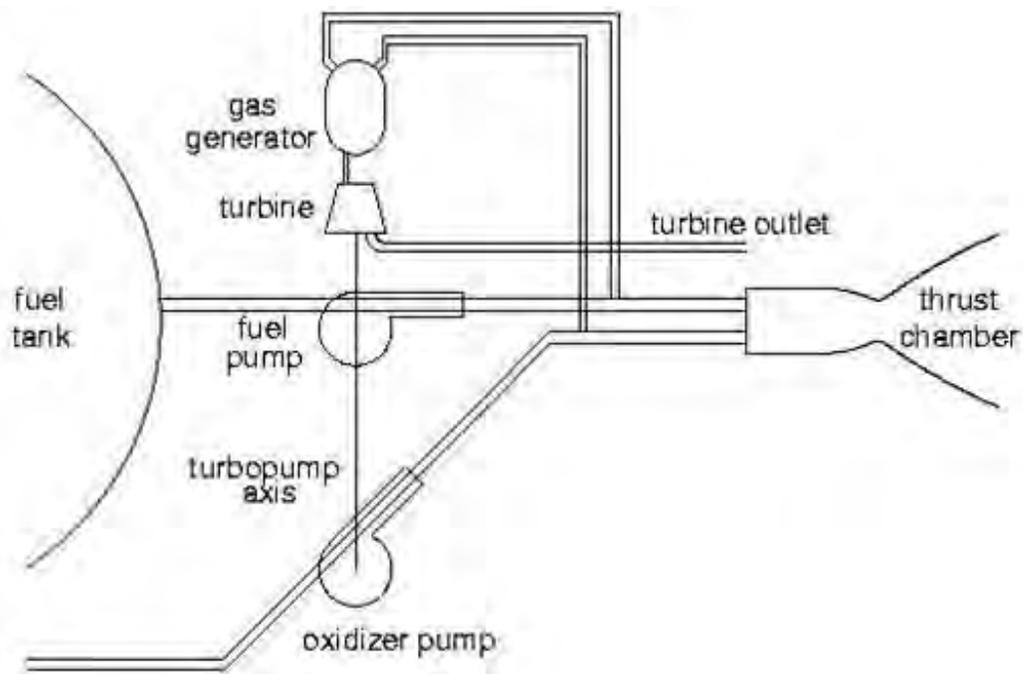
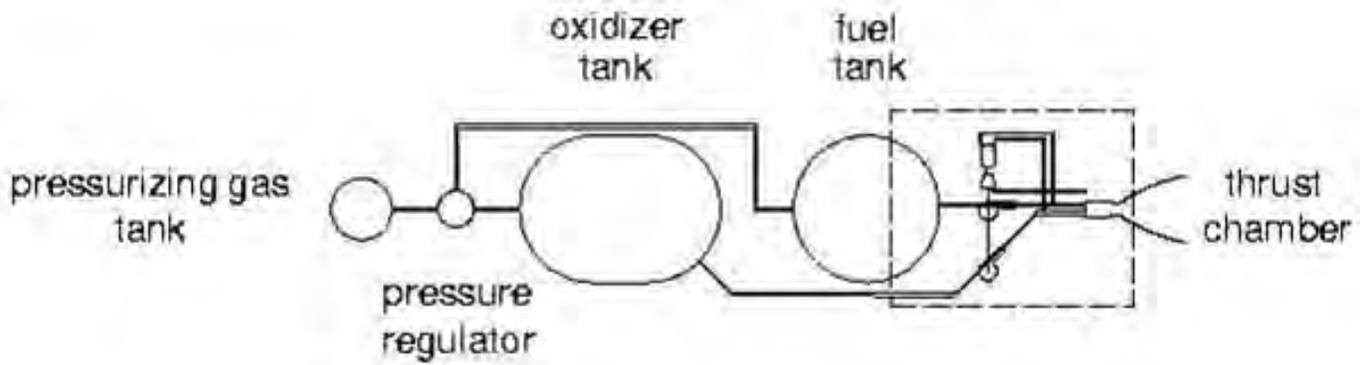
$$\text{REALE} \quad P_{p, fu} = \frac{\dot{m}_{fu}}{\eta_{p, fu}} \frac{\Delta p_{fu}}{\rho_{fu}}; \quad P_{p, ox} = \frac{\dot{m}_{ox}}{\eta_{p, ox}} \frac{\Delta p_{ox}}{\rho_{ox}}$$

$$\text{POTENZA ALL'ALBERO:} \quad \eta_{mt} P_t = \frac{P_{p, fu}}{\eta_{mp, fu}} + \frac{P_{p, ox}}{\eta_{mp, ox}}$$

● GENERALMENTE $P_t < 1\% P_{termica, camera}$

→ PALETTE TURBINE NON RAFFREDDATE
(LEGGERE)

18.30 SISTEMA A TURBOPOMPE



18.31 SISTEMA DI ALIMENTAZIONE A TURBOPOMPE: CICLI

1. CICLO APERTO:

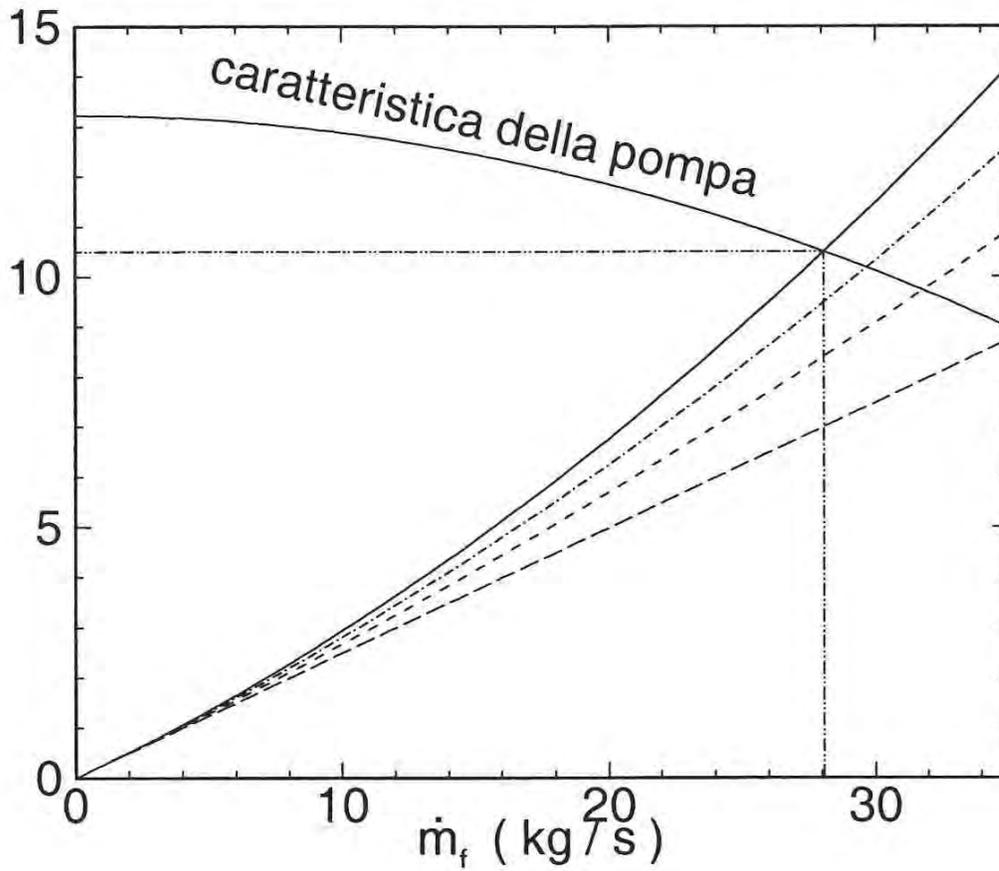
**SCARICO TURBINA ESPULSO DA UGELLO
SEPARATO O INIETTATO NEL DIVERGENTE**

2. CICLO CHIUSO:

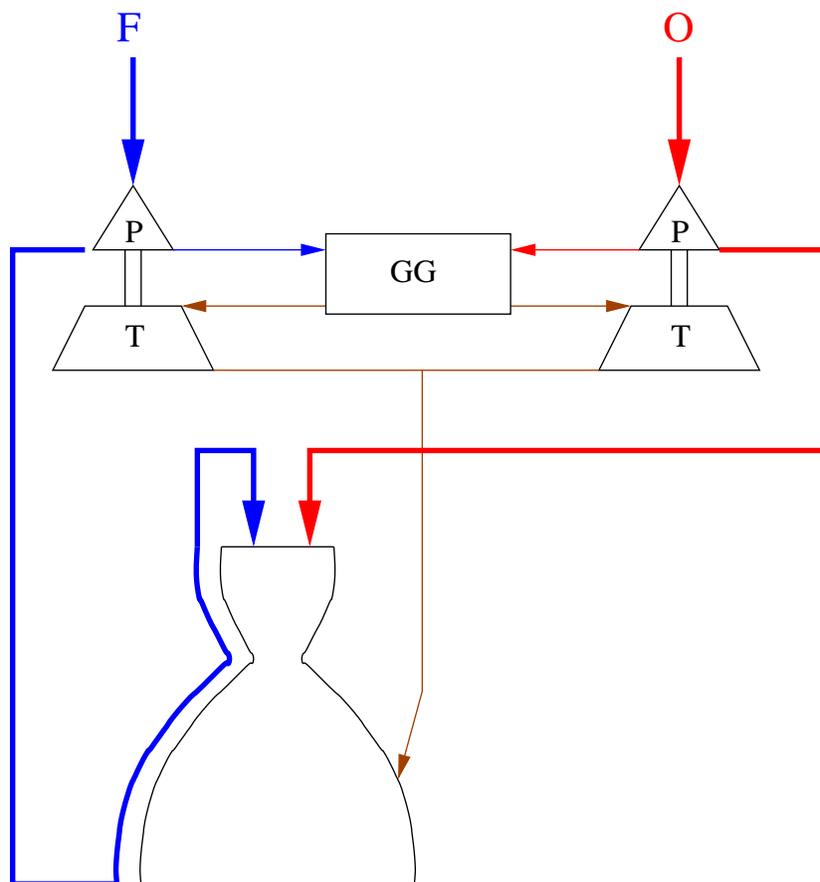
SCARICO TURBINA INIETTATO IN CAMERA

**18.32 SISTEMA A TURBOPOMPE:
PUNTO OPERATIVO**

p (MPa)

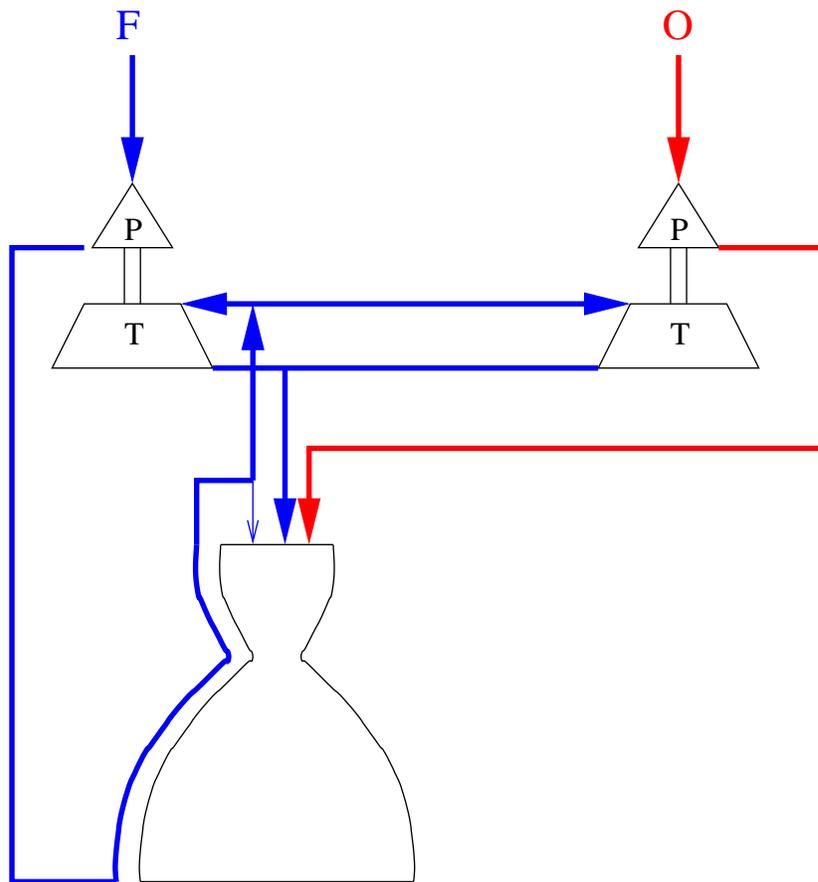


18.33 CICLO A GENERATORE DI GAS (APERTO)



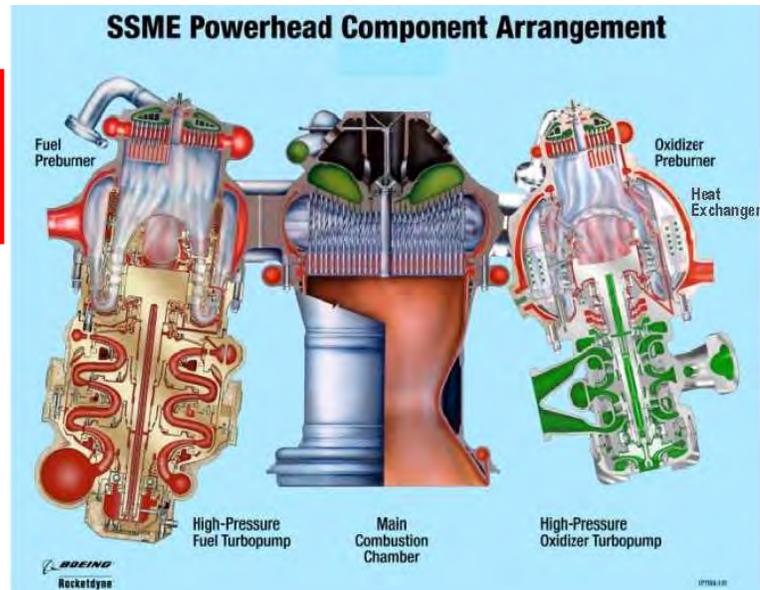
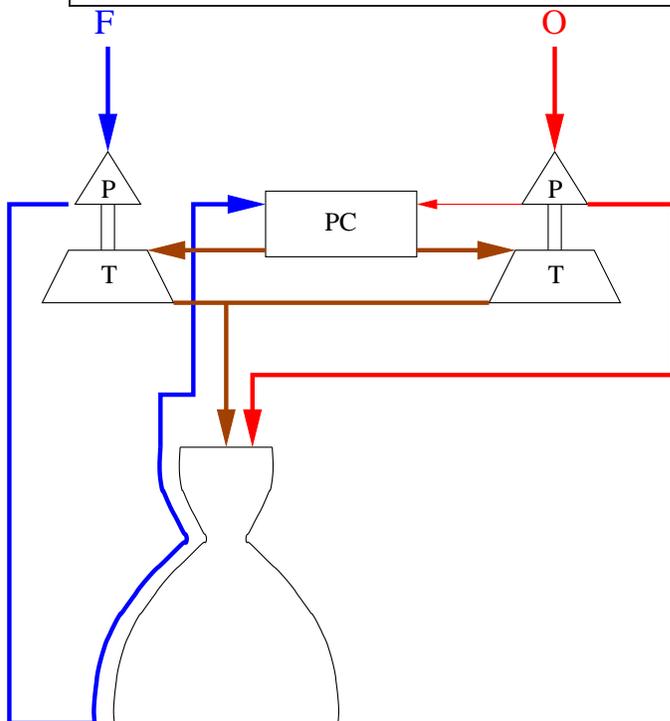
- TEMPERATURA IN TURBINA $\simeq 800 \div 900$ K (φ MOLTO LONTANO DA 1)
- PORTATA IN GENERATORE DI GAS 1–5% DI \dot{m}
- ALTERNATIVA: SPILLAMENTO DI GAS

18.34 CICLO EXPANDER (PER CRIOGENICI, CHIUSO)



- TURBINA AZIONATA DA IDROGENO (O METANO) VAPORIZ. (DA REFRIGERAZ. CAMERA DI SPINTA)
- Δh_t MOLTO LIMITATO
- 85–95% COMBUSTIB. VA IN TURBINA ($P = \dot{m} \Delta h_t$)
- TURBINA PESANTE; MAX $p_c \sim 7$ MPa
- APPLICAZIONI *IN-SPACE* (vedi C_F)

18.35 CICLO A COMBUSTIONE A STADI (PER CRIOGENICI, CHIUSO)



- TUTTA LA PORTATA DI IDROGENO VIENE INVIATA NEL PRECOMBUSTORE
- PRESTAZIONI LIEVEMENTE MIGLIORI
- TURBOPOMPE PIÙ PESANTI
(maggiore Δp pompe, poiché $p_{uscita\ turbina}$ deve essere $> p_c$)
- FORTE GRADIENTE T LUNGO L'ASSE
(PRODOTTI CALDI IN TURBINA, FLUIDO CRIOGENICO NELLA POMPA)
- POMPA LH RICHIEDE PIÙ STADI DI QUELLA LOX (ρ MOLTO PIÙ BASSA)

18.36 CAVITAZIONE NELLE POMPE)

- NEI SERBATOI $v_{tank} \simeq 0$, ALL'ASPIRAZIONE DELLE POMPE v_{asp} SIGNIFICATIVA

- BERNOUILLI: $p_{tank} \simeq p_{asp} + \frac{\rho v_{asp}^2}{2}$

→ $p_{asp} < p_{tank}$

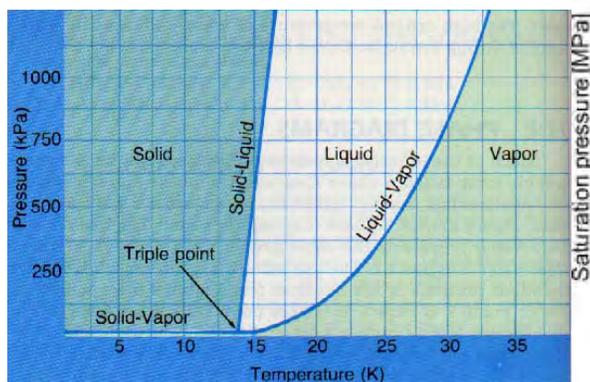
- p_{asp} PUÒ SCENDERE SOTTO $p_{vap}(T)$

→ FORMAZIONE DI BOLLE, CHE TRASCINATE VERSO STADI A p PIÙ ALTA, IMPLONDONO

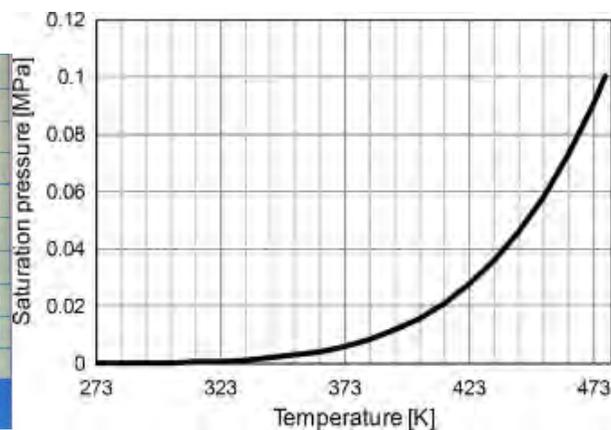
- CAVITAZIONE PUÒ ECCITARE INSTABILITÀ DI COMBUSTIONE (a bassa frequenza)

→ LIEVE PRESSURIZZAZIONE DEI SERBATOI (MEDIANTE GAS)

IDROGENO



CHEROSENE



18.37 INSTABILITÀ DI COMBUSTIONE

a. MODI LONGITUDINALI

b. MODI TANGENZIALI (*STANDING* o *SPINNING*)

c. MODI RADIALI

● POSSONO CAUSARE CEDIMENTO CAMERA

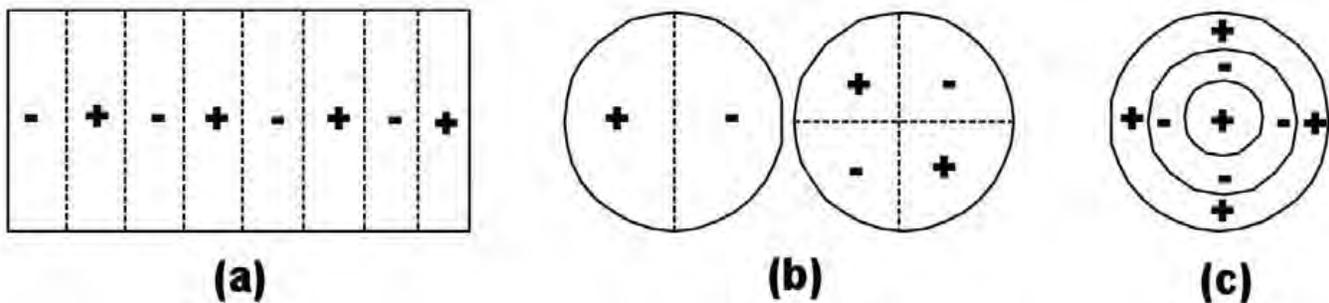


Figure 7: 8° ordine

1°/2° ordine

2° ordine

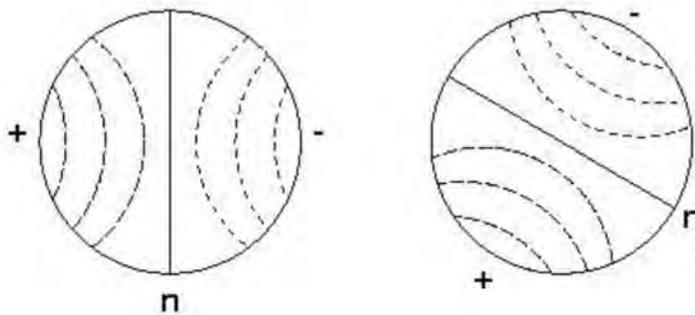
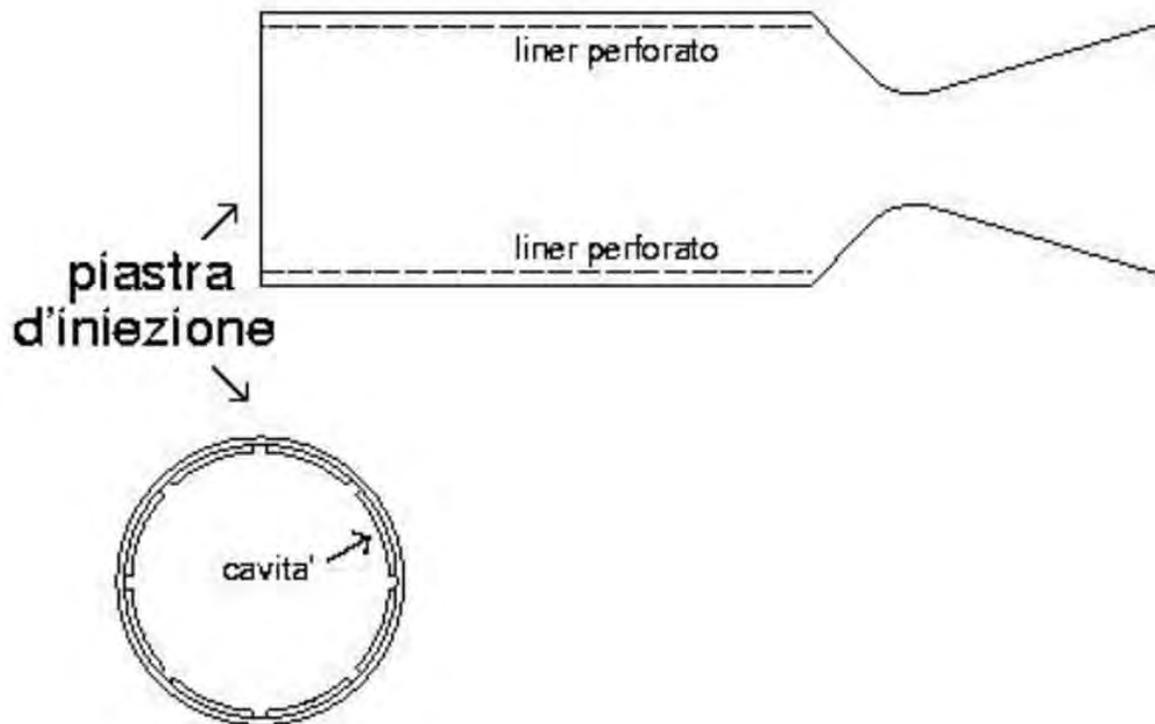


Figure 8: Modo tangenziale *spinning* del 1° ordine.

18.38 ESPEDIENTI PER CONTRASTARE INSTABILITÀ DI COMBUSTIONE IN *LRE*

EMPIRICI:

- ALTO Δp INIETTORI
- CAVITÀ IN PIASTRA D'INIEZIONE
- *LINERS* PERFORATI
- DEFLETTORI



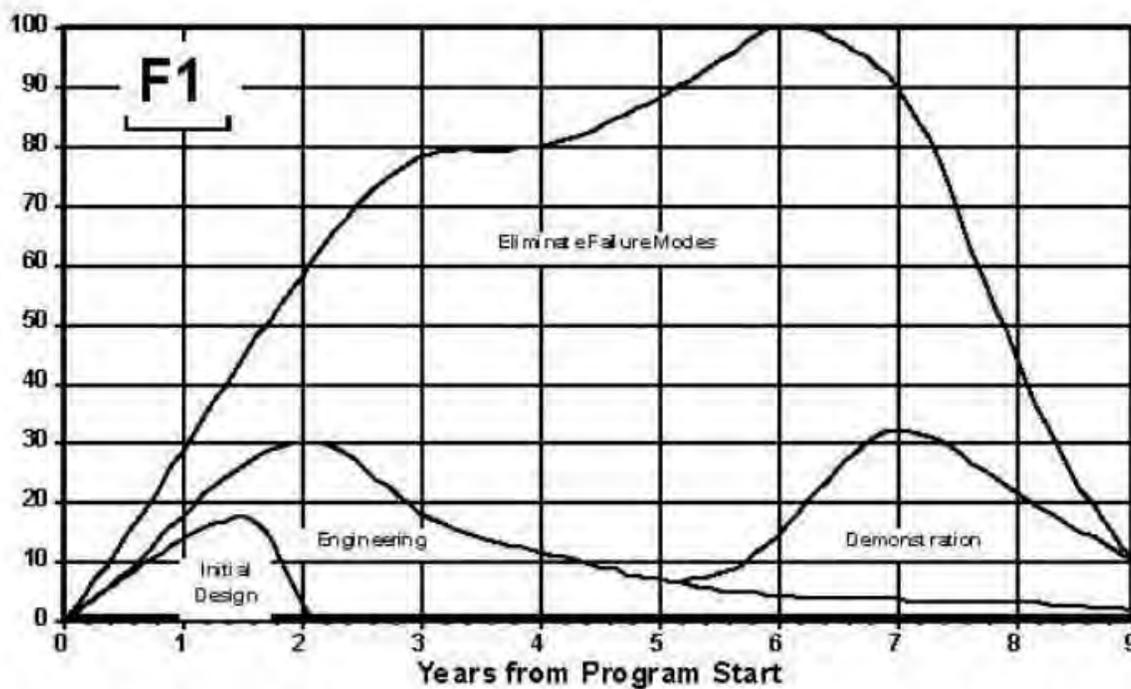
- INSTABILITÀ ESALTATA DA ALTA p_c

18.39 FATTORE CRITICO: DISTANZA PIASTRA INIETTORI-FRONTE DI FIAMMA

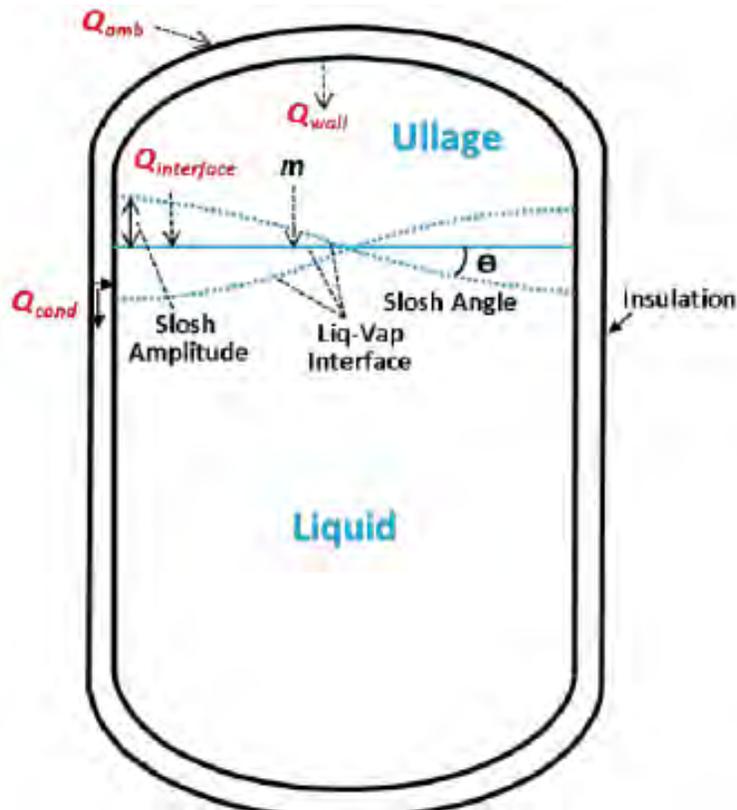
- BREVE DISTANZA → FORTE INSTABILITÀ
- GRANDE DISTANZA → PIÙ STABILE MA:
 - TEMPO PER COMPLETAMENTO REAZIONI RIDOTTO
 - PIÙ BASSE T_c e u_{eq}
 - (A MENO DI NON ADOTTARE CAMERA PIÙ LUNGA = PIÙ PESANTE)
 - COMPROMESSO

18.40 COMPONENTI DEL COSTO DI SVILUPPO DI UN *LRE*

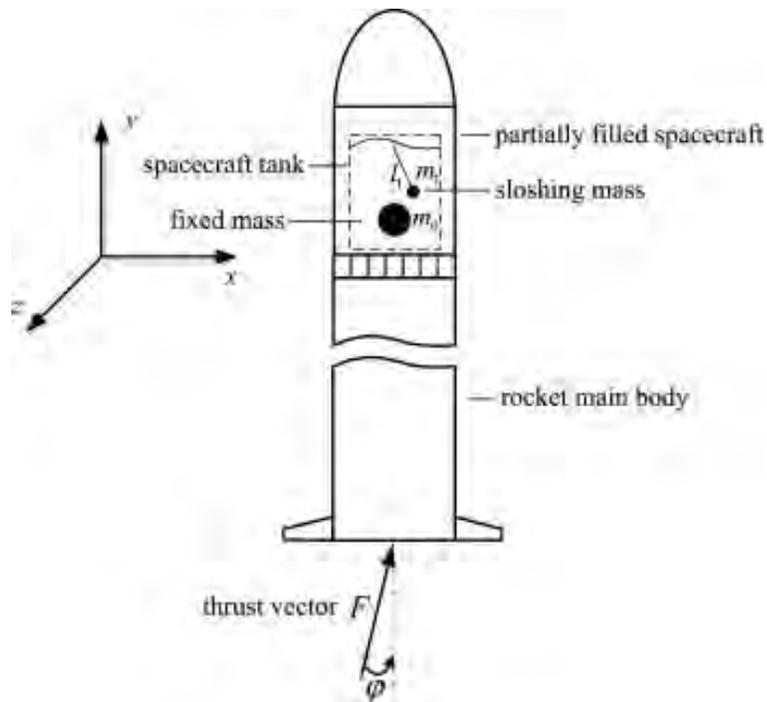
- MOTORE F-1 (1° STADIO SATURN V)
- COMPONENTE IMPORTANTE: SOPPRESSIONE INSTABILITÀ DI COMBUSTIONE



18.41 SLOSHING IN SERBATOI PARZIALMENTE SVUOTATI

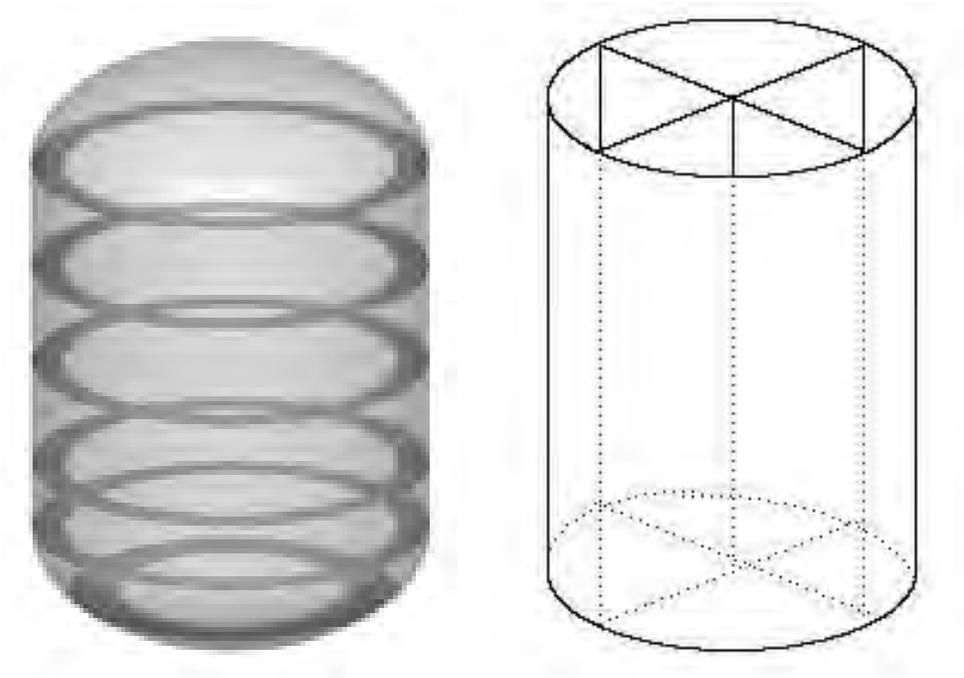


- SI SPOSTA IL CENTRO DI MASSA

18.42 EFFETTO SUL MOTO DEL LANCIATORE

- COMPENSAZIONE PER MEZZO DI ***THRUST VECTORING***, MA...
- PUÒ PORTARE A PERDITA DEL CONTROLLO!

18.43 SMORZAMENTO DEL MOTO DI *SLOSHING* ENTRO I SERBATOI



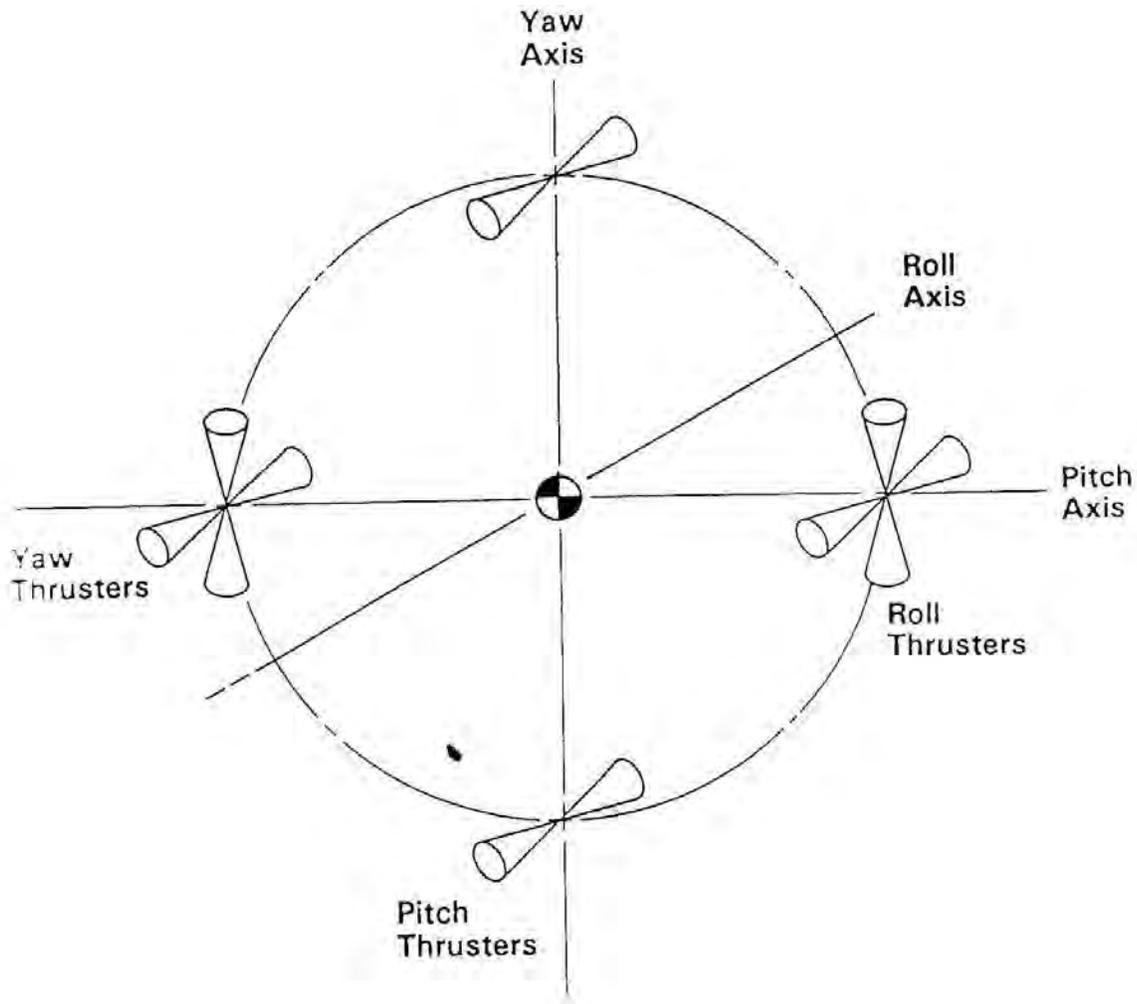
- DEFLETTORI AD ANELLO
- DIAFRAMMI (PERFORATI) SU PIANI MERIDIANI

18.44 SISTEMI PROPULSIONE *SECONDARIA* PER SPACECRAFTS (S/C) E SONDE

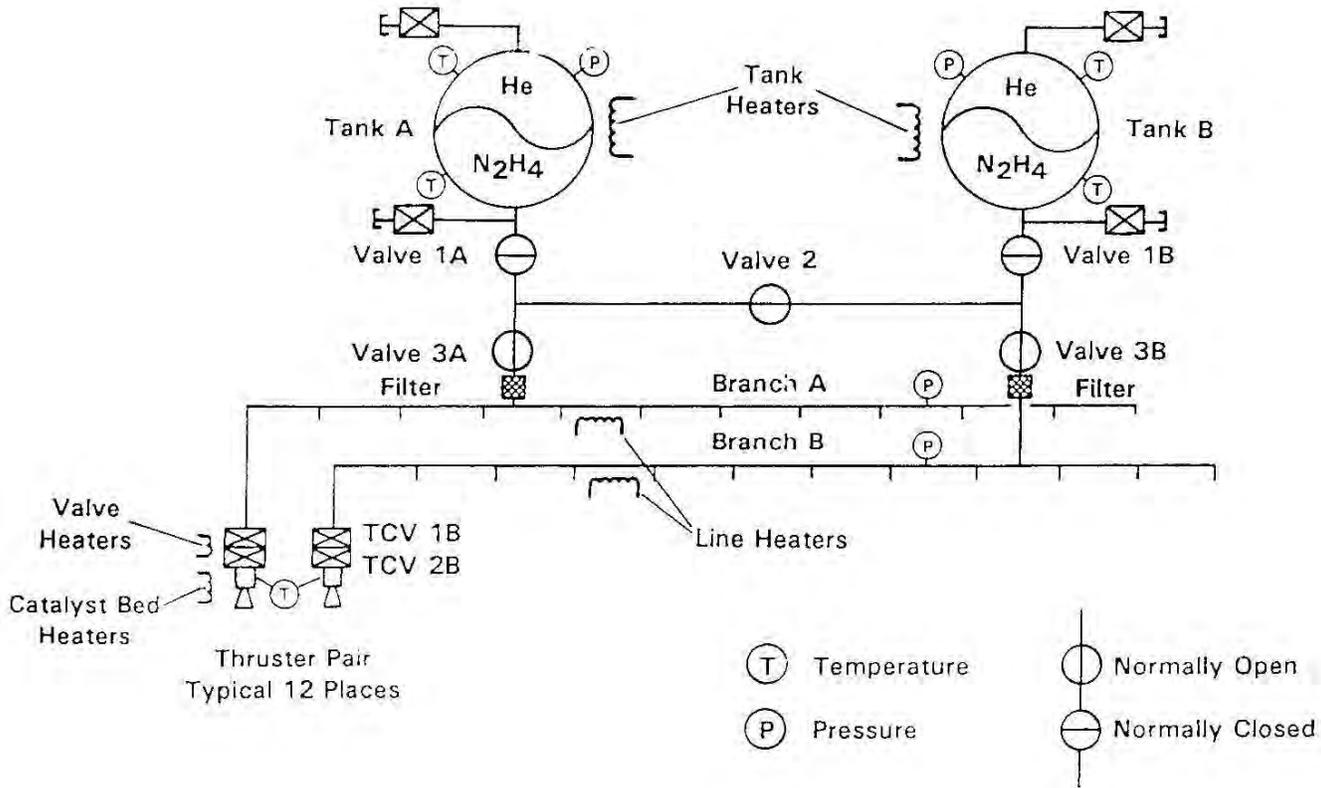
- SISTEMI PROPULSIONE *SECONDARIA* INTESI A:
 - STATIONKEEPING (COMPENSAZIONE PERTURBAZIONI ORBITALI)
 - CONTROLLO DI ASSETTO
 - SCARICO DELLE RUOTE DI REAZIONE
 - MANOVRE MINORI
- NORMALMENTE INTEGRATI CON S/C
- OPERANO NEL VUOTO
- RICHIEDONO MOLTISSIME ACCENSIONI ($10^3/10^6$)
- SISTEMI SEMPLICI, ESTREMAM. AFFIDABILI
- MONOPROPELLENTE (IDRAZINA), ALIMENTAZIONE A GAS IN PRESSIONE (*BLOWDOWN*)

18.45 STABILIZZAZIONE SU 3 ASSI

- 4 MOTORI PER CIASCUN ASSE = 12
- 24 PER RIDONDANZA



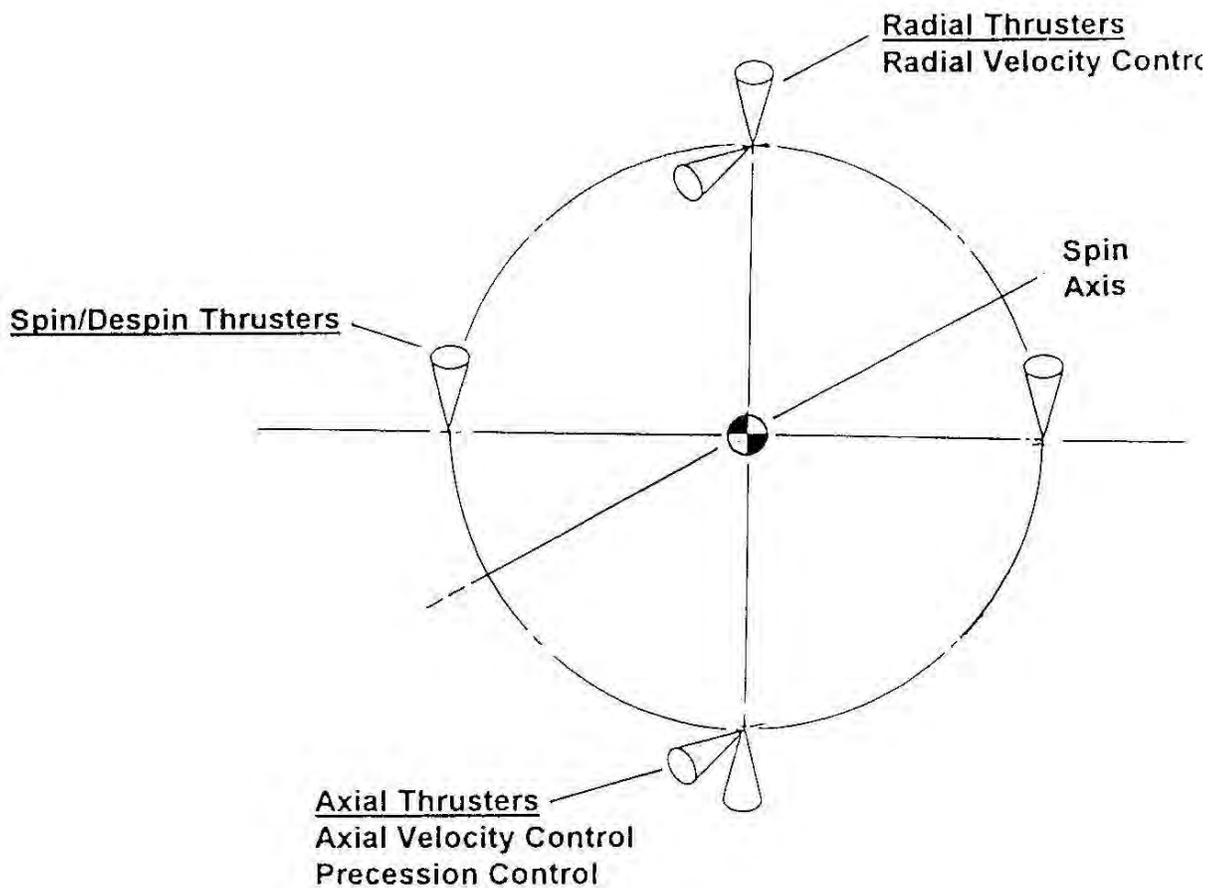
18.46 SISTEMI MONOPELLENTE



- DUE LINEE INDIPENDENTI
- POSSONO ESSERE INTERCONNESSE
- RISCALDATORI SULLE LINEE PROPELENTE PER EVITARE CONGELAMENTO
- ALIMENTAZIONE *BLOWDOWN* (NO VALVOLE DI REGOLAZIONE)

18.47 STABILIZZAZIONE MEDIANTE *SPIN*

- MINIMO 6 MOTORI
- 12 PER RIDONDANZA

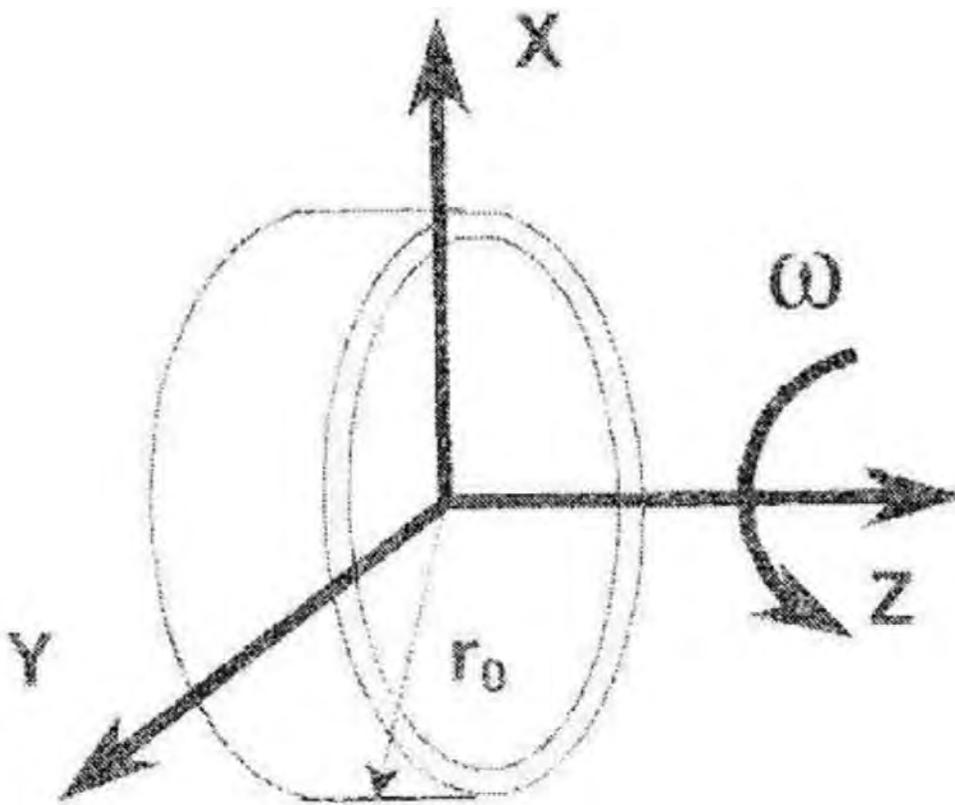


18.48 SCARICO RUOTE DI REAZIONE

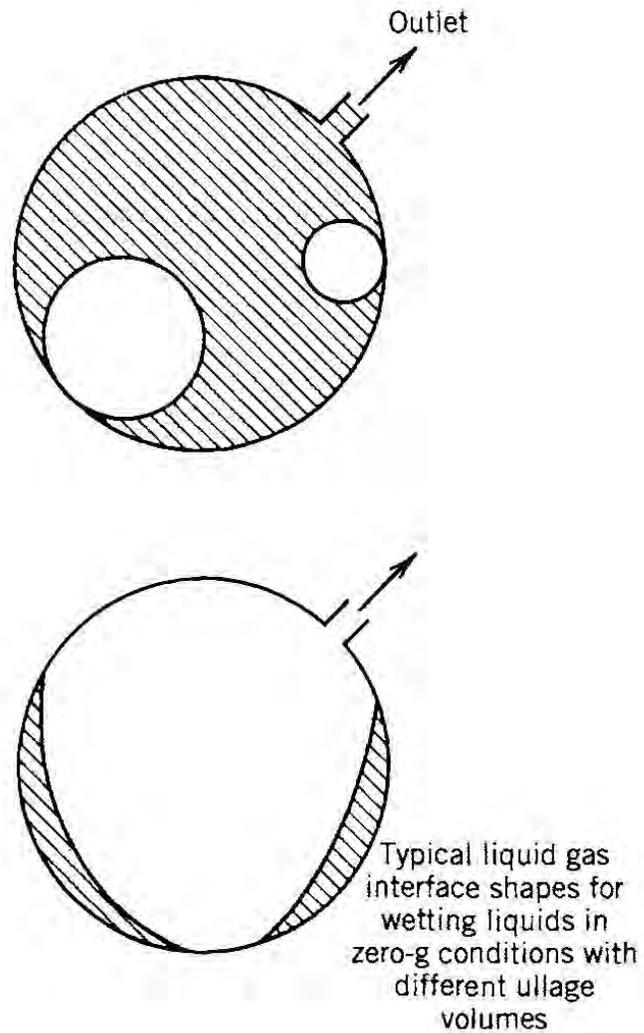
- L MOMENTO ANGOLARE
- ω VELOCITÀ ANGOLARE
- I MOMENTO D'INERZIA

$$L_0 = (I_{rw} + I_{rest}) \cdot \omega_0$$

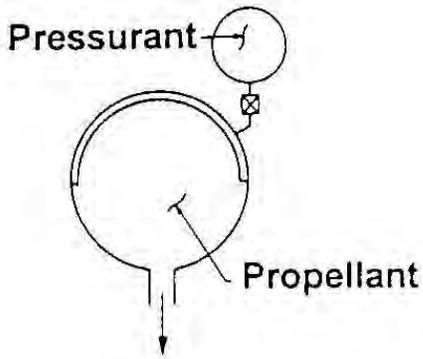
$$\exists \omega_{rw} : L_0 = I_{rw} \cdot \omega_{rw} + I_{rest} \cdot 0$$



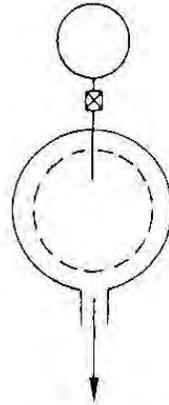
18.49 SERBATOI PARZIALMENTE SVUOTATI IN ASSENZA DI GRAVITÀ



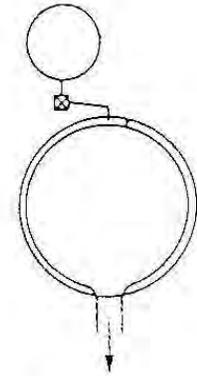
18.50 SISTEMI DI ESPULSIONE POSITIVA



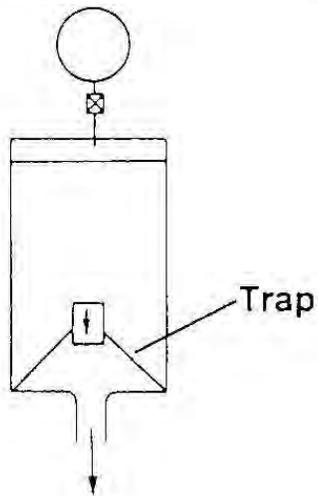
Diaphragm



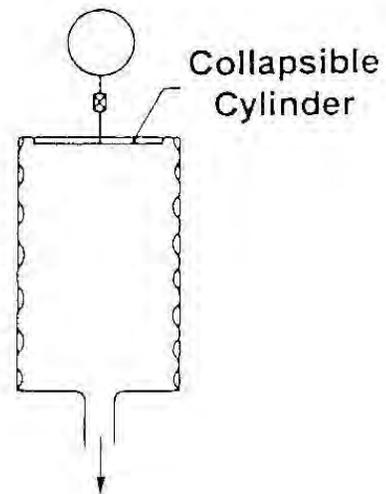
Capillary



Bladder

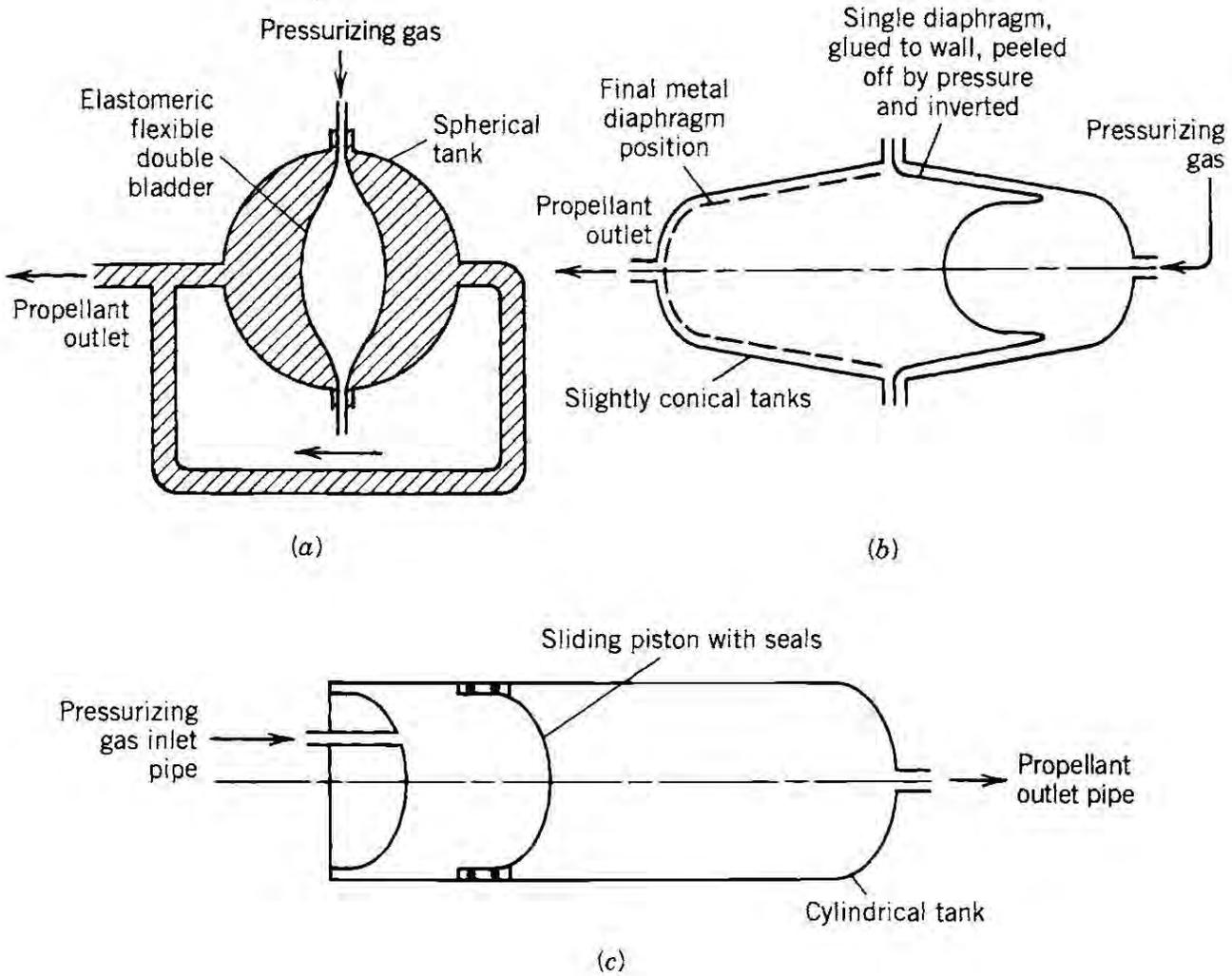


Trap

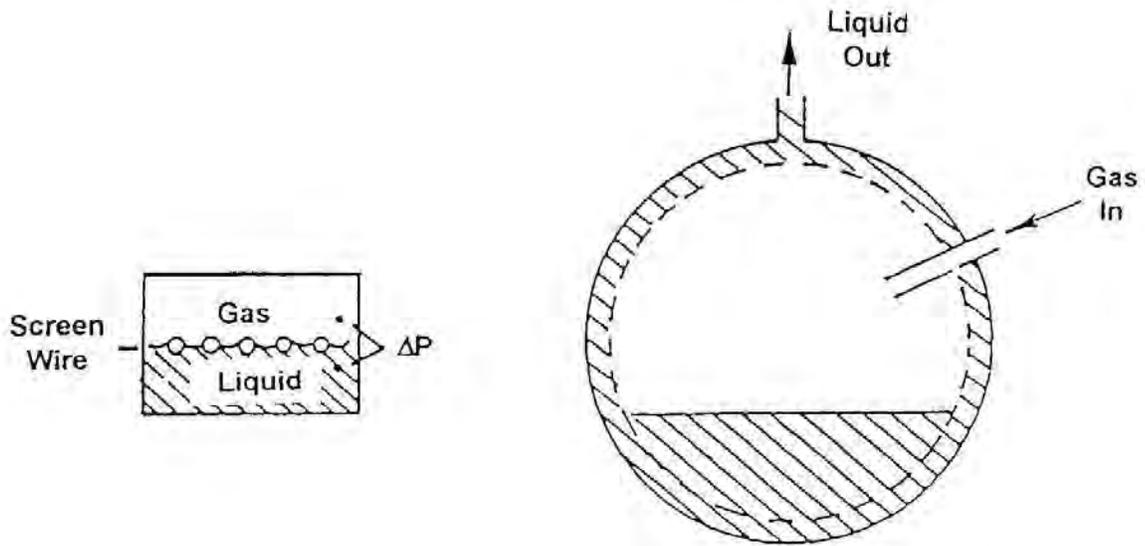


Collapsible
Cylinder

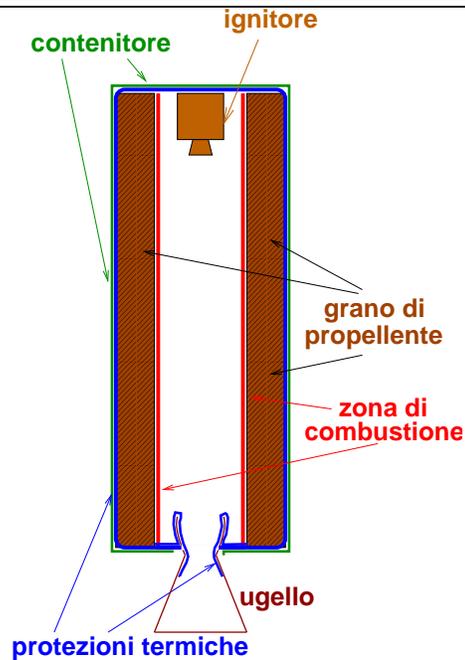
18.51 SISTEMI DI ESPULSIONE POSITIVA



18.52 SISTEMI DI ESPULSIONE A CAPILLARITÀ



19.1 ENDOREATTORI A PROPELLENTE SOLIDO (SRM)



- **VANTAGGI/SVANTAGGI:**
 - + SEMPLICI
 - + IMMAGAZZINABILI
 - + PROGETTO FACILMENTE SCALABILE
 - PRESTAZIONI (u_{eq}) INFERIORI
 - NON RIACCENDIBILI, SPINTA NON MODULAB.
- **COMPONENTI PRINCIPALI:**
 - CAMERA DI COMBUSTIONE
 - GRANO DI PROPELENTE
 - IGNITORE
 - UGELLO
- **USO: BOOSTERS, STADI SUPERIORI, MISSILI TATTICI, GENERATORI DI GAS**

19.2 FRAZIONE DELLA SPINTA DA SRMs AL <i>LIFT-OFF</i>
--

- **ARIANE 5:** 2 SRMs, 7.08 MN ciascuno $\simeq 94\%$
1 LRE, 0.96 MN
- **SPACE SHUTTLE:** 2 SRMs, 12.5 MN cias. $\simeq 83\%$
3 LREs, 1.75 MN
- **MOTORI PIÙ POTENTI FINORA REALIZZATI:**
LRE: RD-170 7.25/7.9 MN (s/l, vac)
SRM: SRB 12.5/14 MN (s/l, vac)

19.3 PROPELLENTI SOLIDI

● REQUISITI:

1. ALTA T_c
2. BASSO \mathcal{M}
3. DENSITÀ DEL GRANO ELEVATA
4. BASSO n (SENSIBILITÀ a p_c)
5. BASSO Π_r (SENSIBILITÀ a T_{amb})
6. RIDOTTA COMBUSTIONE EROSIVA
7. FACILITÀ DI ACCENSIONE
8. PRESTAZIONI RIPRODUCIBILI
9. BUONE PROPRIETÀ MECCANICHE
10. BUONA ADERENZA ALLE PARETI
11. COEFFICIENTE DI DILATAZIONE TERMICA
PROSSIMO A QUELLO DELLA CASSA
12. STABILITÀ A LUNGO TERMINE
13. SICUREZZA IN FASE DI LAVORAZIONE
14. OPACITÀ ALLA RADIAZIONE
15. ASSENZA DI FUMO (APPLICAZ. MILITARI)
16. LARGA DISPONIBILITÀ
17. COSTI CONTENUTI

● DOPPIA BASE

● COMPOSITI

19.4 PROPELLENTI A DOPPIA BASE

- NITROGLICERINA ASSORBITA SU NITROCELLULOSA
 - ASSENZA DI FUMO
 - BASSO COSTO, PRODOTTI NON TOSSICI
 - BASSE PRESTAZIONI ($u_{eq} \simeq 2200$ m/s, s/l)
 - BASSA DENSITÀ ($\rho_p \simeq 1600$ kg/m³)
 - ELEVATA PERICOLOSITÀ
- ⇒ APPLICAZIONI MILITARI

19.5 PROPELLENTI COMPOSITI

- **MASSIME PRESTAZIONI PER GRANI COMPOSTI**
~ 80–90% DI OSSIDANTE MA RESISTENZA MECCANICA DEL GRANO IMPONE DI NON SUPERARE 70–80%
- (PER OTTENERE ALTI RAPPORTI O/F , ρ_o ALTO, ρ_f BASSO)
- **OSSIDANTI:**
 - PERCLORATO D'AMMONIO NH_4ClO_4 (AP)
 - NITRATO D'AMMONIO NH_4NO_3 (AN)
 - PERCLORATO DI POTASSIO KClO_4 (KP)
 - NITRATO DI POTASSIO KNO_3 (KN)
- **COMBUSTIBILI:**
 - **LEGANTI: ASFALTO O GOMMA**
 - * POLIBUTADIENE (HTPB, PBAN, ...),
ASFALTI, ...
 - **POLVERI METALLICHE ($\leq 20\%$):**
 - * Al, Be (CANCEROGENO)

19.6 CARATTERISTICHE DEI PROPELLENTI COMPOSITI

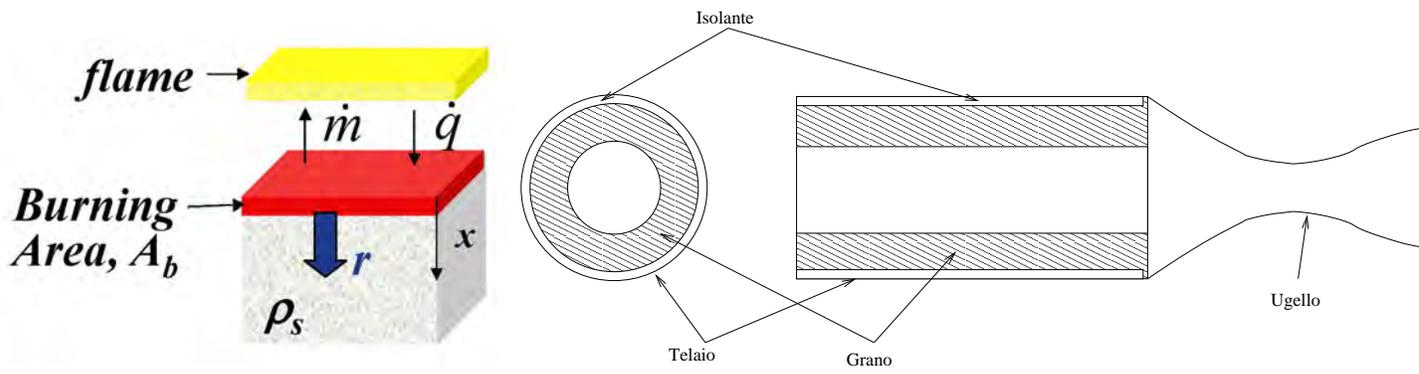
● CARATTERISTICHE PRINCIPALI:

- $u_{eq,vac}$ ALTA ($\simeq 2900$ m/s), $\rho_p \simeq 1800$ kg/m³
- n GENERALMENTE PIÙ BASSO CHE IN DOPPIA BASE
- FLUSSO BIFASE (PERDITE)
- MODERATA O BASSA PERICOLOSITÀ

● APPLICAZIONI:

- BOOSTER, SUSTAINER, STADIO SUPERIORE
- ESEMPI:
 - * BOOSTER Ariane 5 (P230):
14% PB, 18% Al, 68% AP
 - * TRE STADI A SOLIDO DEL VEGA (P80, Zefiro 23 e Zefiro 9)

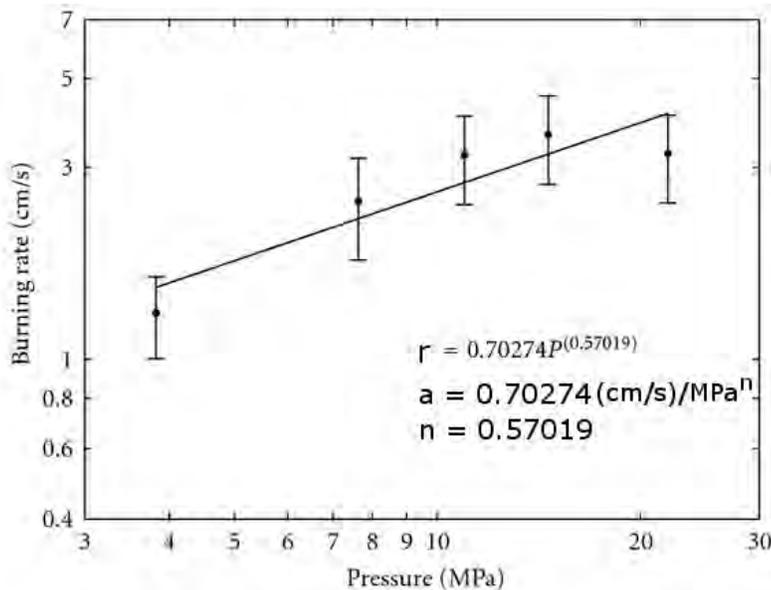
19.7 VELOCITÀ DI REGRESSIONE DEL GRANO



● DIPENDE DA:

1. COMPOSIZIONE DEL GRANO
2. PRESSIONE IN CAMERA
3. TEMPERATURA INIZIALE DEL GRANO
4. VELOCITÀ DEI GAS (|| GRANO)

19.8 EFFETTO DI p_c E DELLA COMPOSIZIONE DEL GRANO



Legge di Saint–Robert

$$r = a p_c^n$$

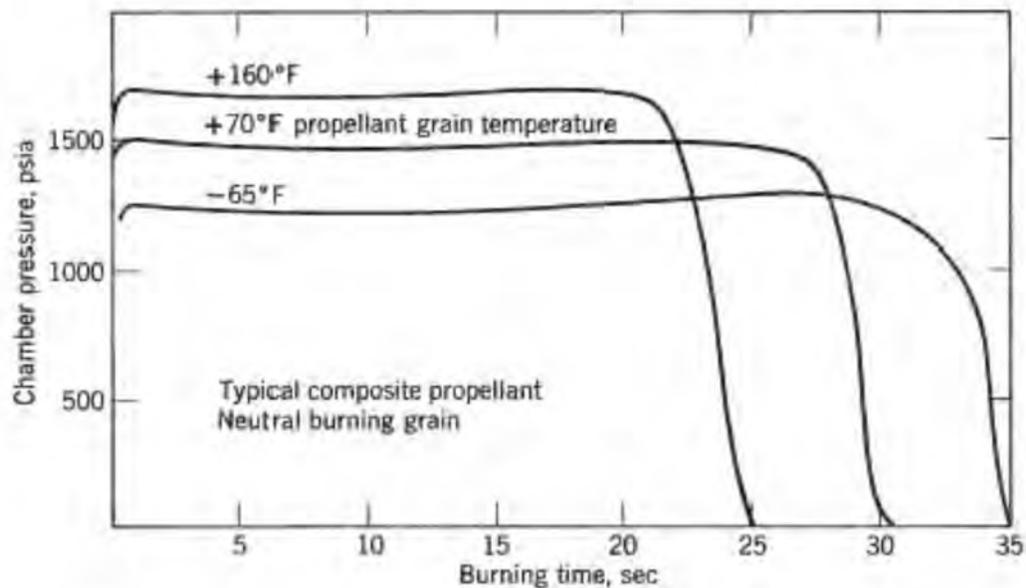
- a , n DIPENDONO DA COMPOSIZ. GRANO
 - n (INDICE DI COMBUSTIONE) GENERALMENTE COMPRESO TRA 0,2 E 0,8
 - a ESPRESSO IN $(\text{cm/s})/\text{MPa}^n$;
 - ATTENZIONE: PER PASSARE A UNITÀ SI
- $a = 0.7 \text{ (cm/s)}/(\text{MPa}^{0.57}) = 0.01 \cdot 0.7 / (10^6)^{0.57} = 2.66 \cdot 10^{-6} \text{ (m/s)}/\text{Pa}^{0.57}$

19.9 EFFETTO DELLA TEMPERATURA DEL GRANO

$$\Pi_r = \frac{1}{a} \left(\frac{\partial a}{\partial T} \right)_p$$

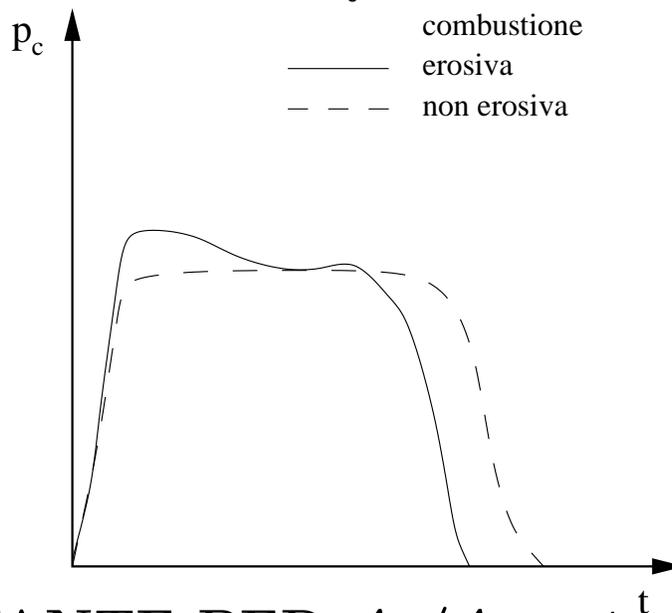
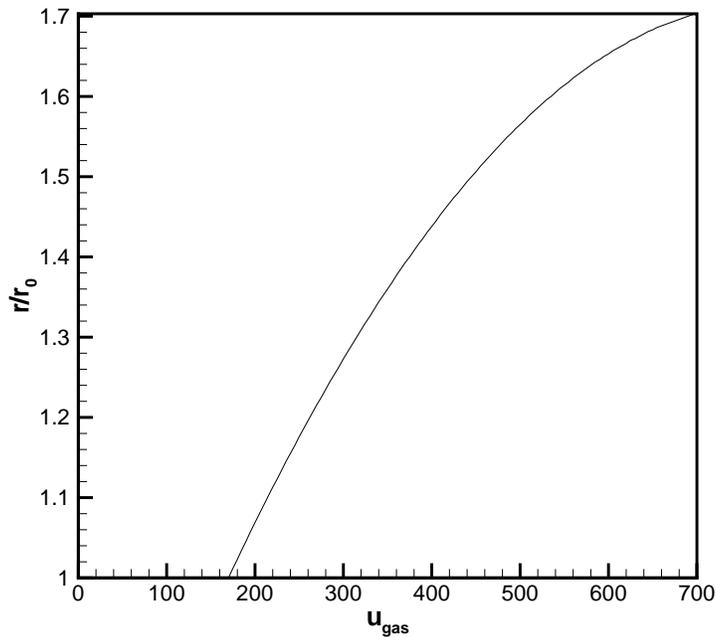
- r AUMENTA DA 0,1 A 0,9 % PER GRADO K
- F VARIA, MA IMPULSO TOT. $I_{tot} \simeq \text{const}$

$$I_{tot} = \int_0^{t_b} F dt \simeq m_p \overline{C_F} c^*$$



19.10 COMBUSTIONE EROSIVA

$$\begin{cases} r = r_0 & \text{PER } u_{gas} \leq u_{soglia} \\ r = r_0 [1 + k_1 (u_{gas} - u_{soglia})] & \text{PER } u_{gas} > u_{soglia} \end{cases}$$



● IMPORTANTE PER $A_p/A_t < 4$

19.11 PRESSIONE DI EQUILIBRIO IN CAMERA

PORTATA UGELLO: $\dot{m}_{out} = \Gamma \frac{p_c A_t}{\sqrt{RT_c}}$

PORTATA GAS COMBUSTI: $\dot{m}_{in} = r \rho_p A_b$

ALL'EQUILIBRIO: $\dot{m}_{in} = \dot{m}_{out} \Rightarrow$

$$p_c = \frac{r \rho_p A_b \sqrt{RT_c}}{\Gamma A_t} = \frac{a p_c^n \rho_p \sqrt{RT_c} A_b}{\Gamma A_t} \Rightarrow$$

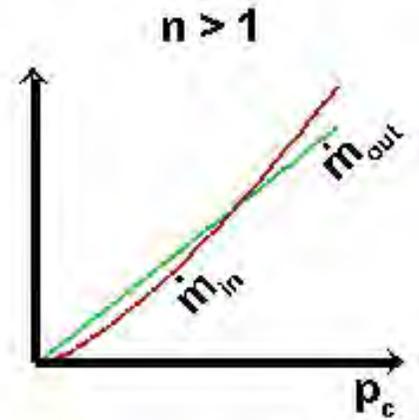
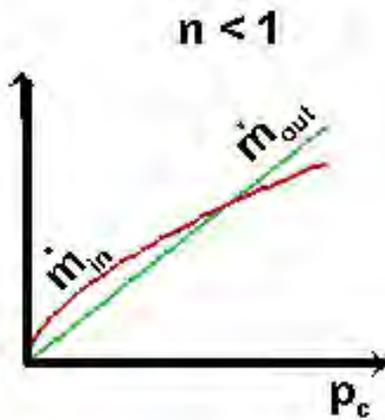
$$p_c = \left(a c^* \rho_p K \right)^{\frac{1}{1-n}}$$

- $K = A_b/A_t$, 'KLEMMUNG'

19.12 STABILITÀ DEL PUNTO DI FUNZIONAMENTO

PORTATA UGELLO: $\dot{m}_{out} \propto p_c$

PORTATA GAS COMBUSTI: $\dot{m}_{in} \propto p_c^n$



$$\Delta p_c > 0 : \Delta \dot{m}_{out} > \Delta \dot{m}_{in}$$

$$\Delta p_c < 0 : \Delta \dot{m}_{out} < \Delta \dot{m}_{in}$$

$n < 1$ STABILE,

$$\Delta \dot{m}_{out} < \Delta \dot{m}_{in}$$

$$\Delta \dot{m}_{out} > \Delta \dot{m}_{in}$$

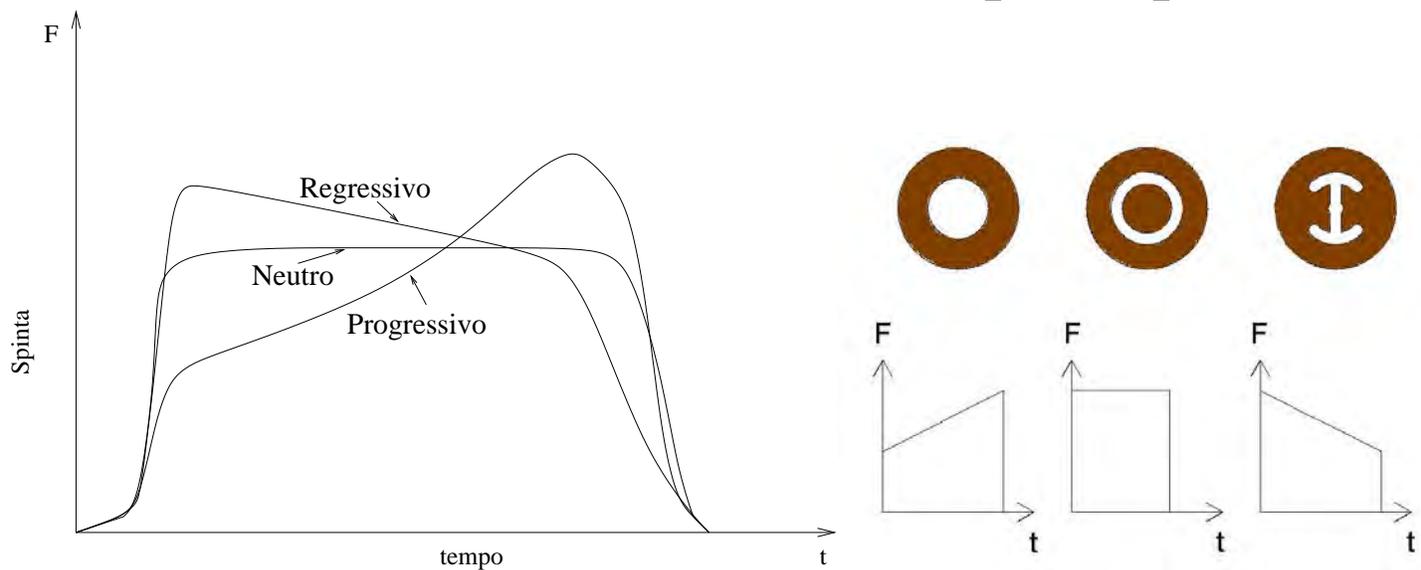
$n > 1$ INSTABILE

19.13 GEOMETRIE DEL GRANO (1)

● COLATI O ESTRUSI

$$p_c = \left(a c^* \rho_p K \right)^{\frac{1}{1-n}}$$

$$F(t) = C_F p_c(t) A_t = F(0) \left[\frac{A_b(t)}{A_b(0)} \right]^{\frac{1}{1-n}}$$

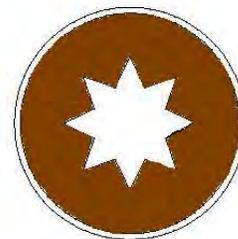
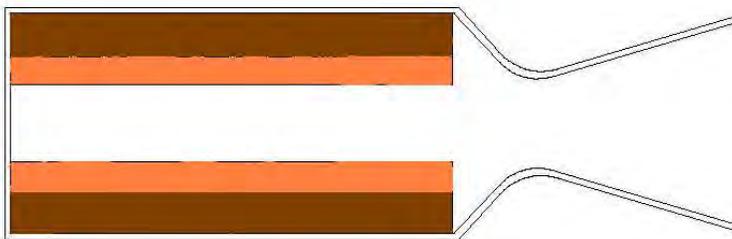
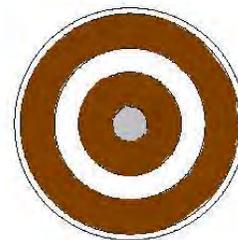
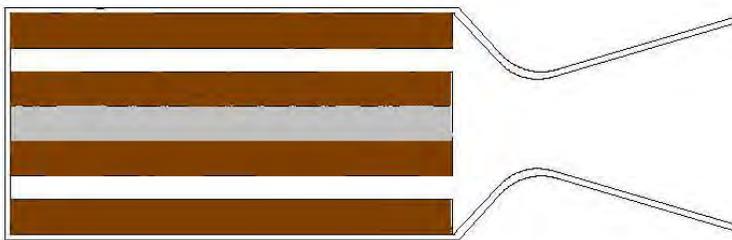
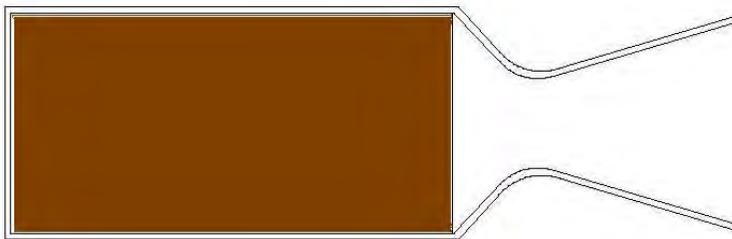


- **PROGRESSIVO** $dA_b/dt > 0$, F CRESCENTE
- **NEUTRO** $dA_b/dt = 0$, F COSTANTE
- **REGRESSIVO** $dA_b/dt < 0$, F DECRESCENTE

19.14 GEOMETRIE DEL GRANO (2)

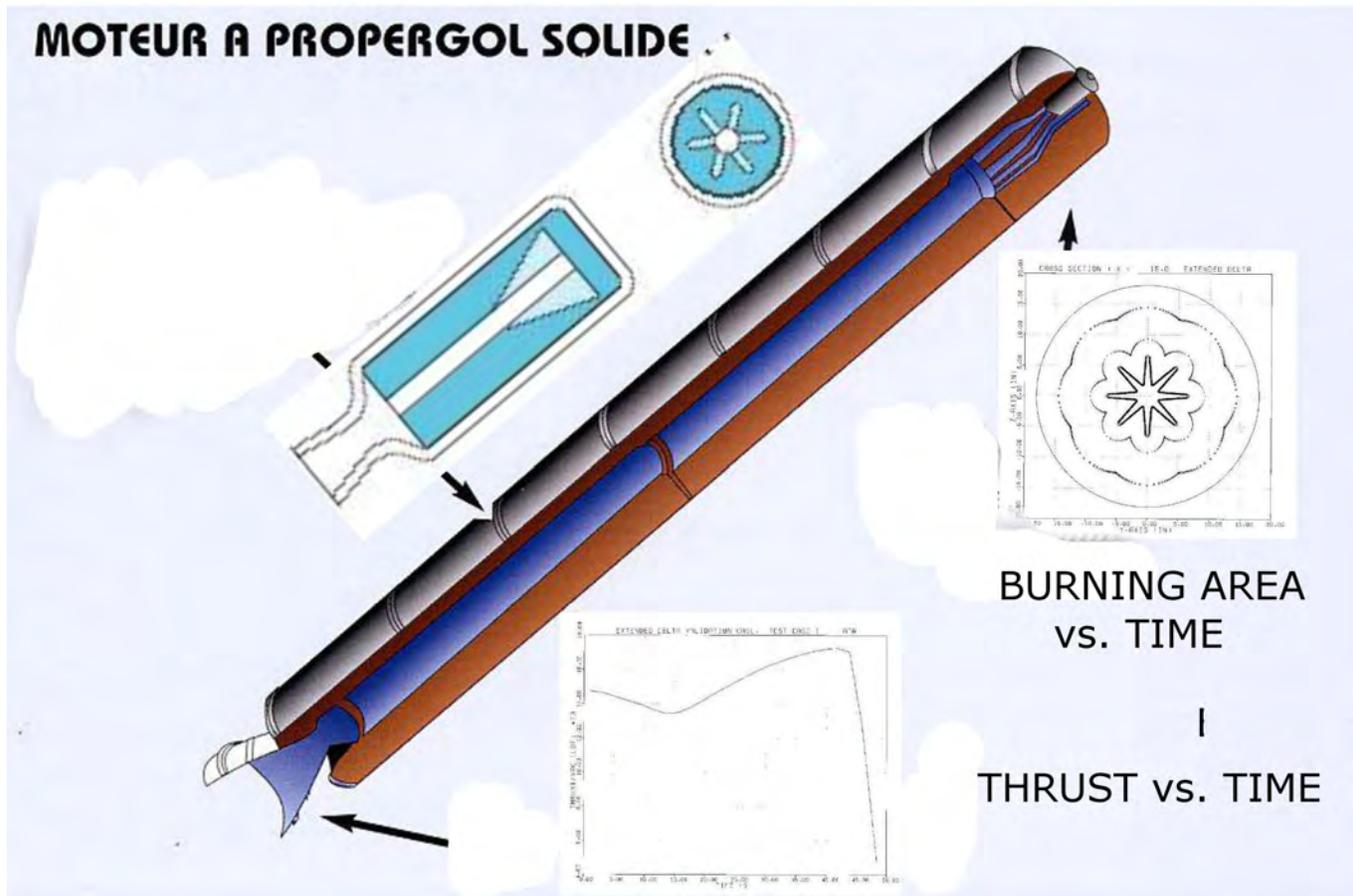
● GRANI BIDIMENSIONALI

- A SIGARETTA (K BASSO)
- A COMBUSTIONE RADIALE (TUBULARI, A STELLA)



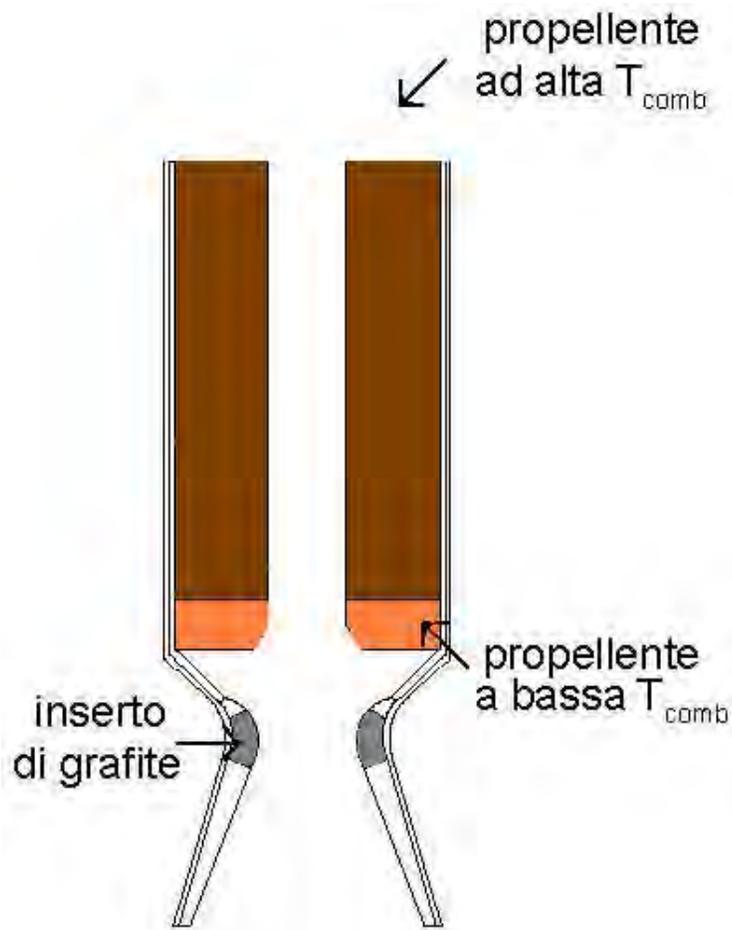
19.15 GEOMETRIE DEL GRANO (3)

● GRANI TRIDIMENSIONALI



- PER CONTENERE $F \rightarrow$ VELOCITÀ
 \rightarrow PRESSIONE DINAMICA IN ASCESA

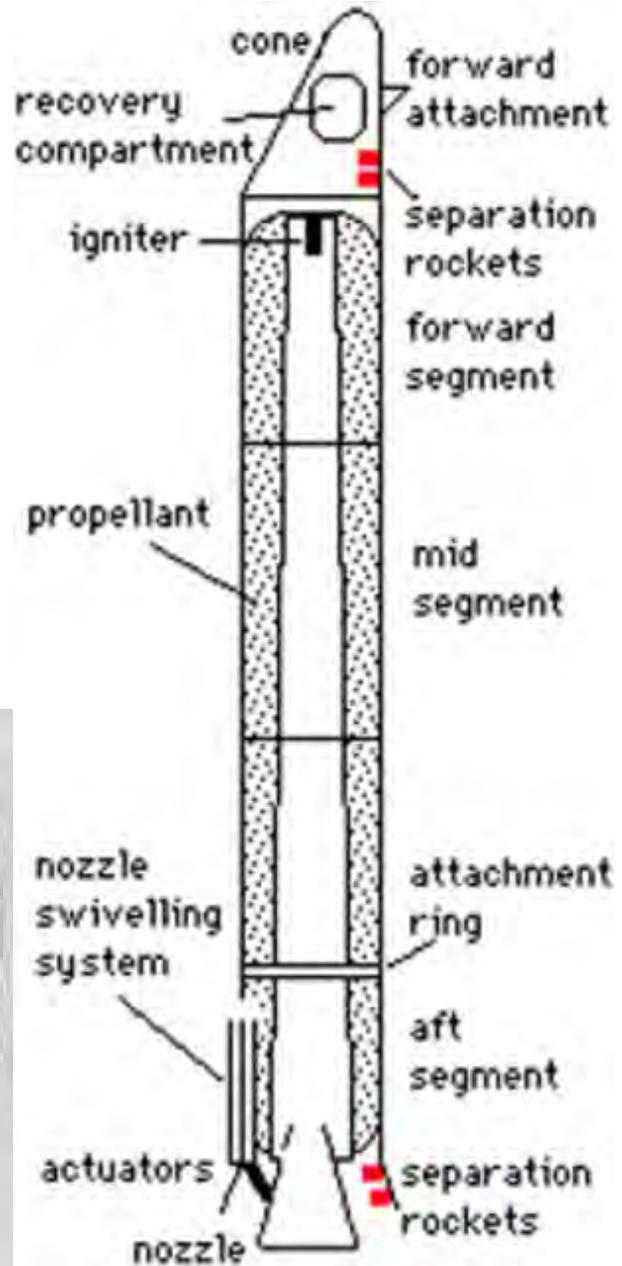
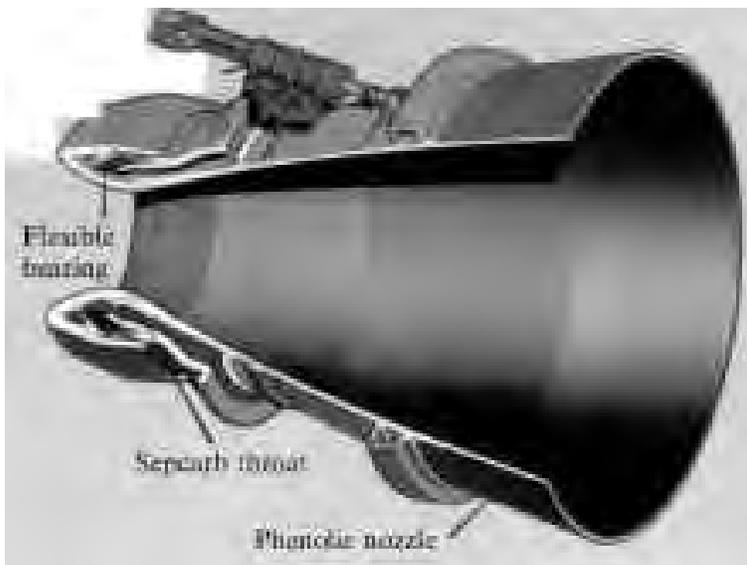
19.16 PROTEZIONI TERMICHE



19.17 *CRACKING, DEBONDING*

- SE NEL GRANO SI VERIFICANO FRATTURE,
O IL GRANO SI STACCA DALLA CASSA:
→ AUMENTO A_b → AUMENTO K →
AUMENTO p_c → ESPLOSIONE

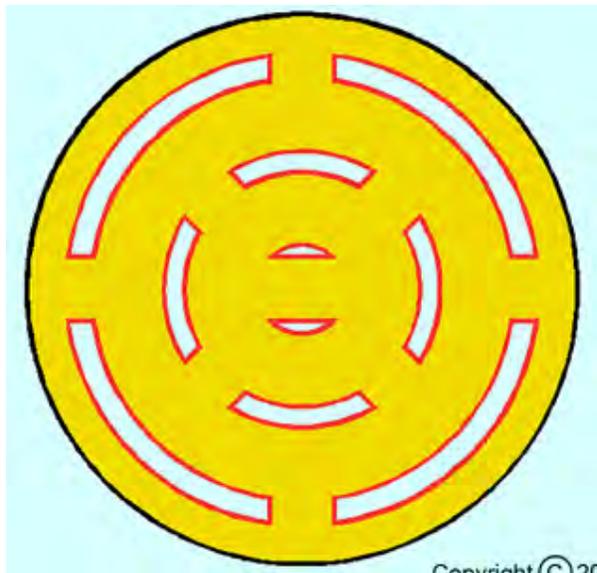
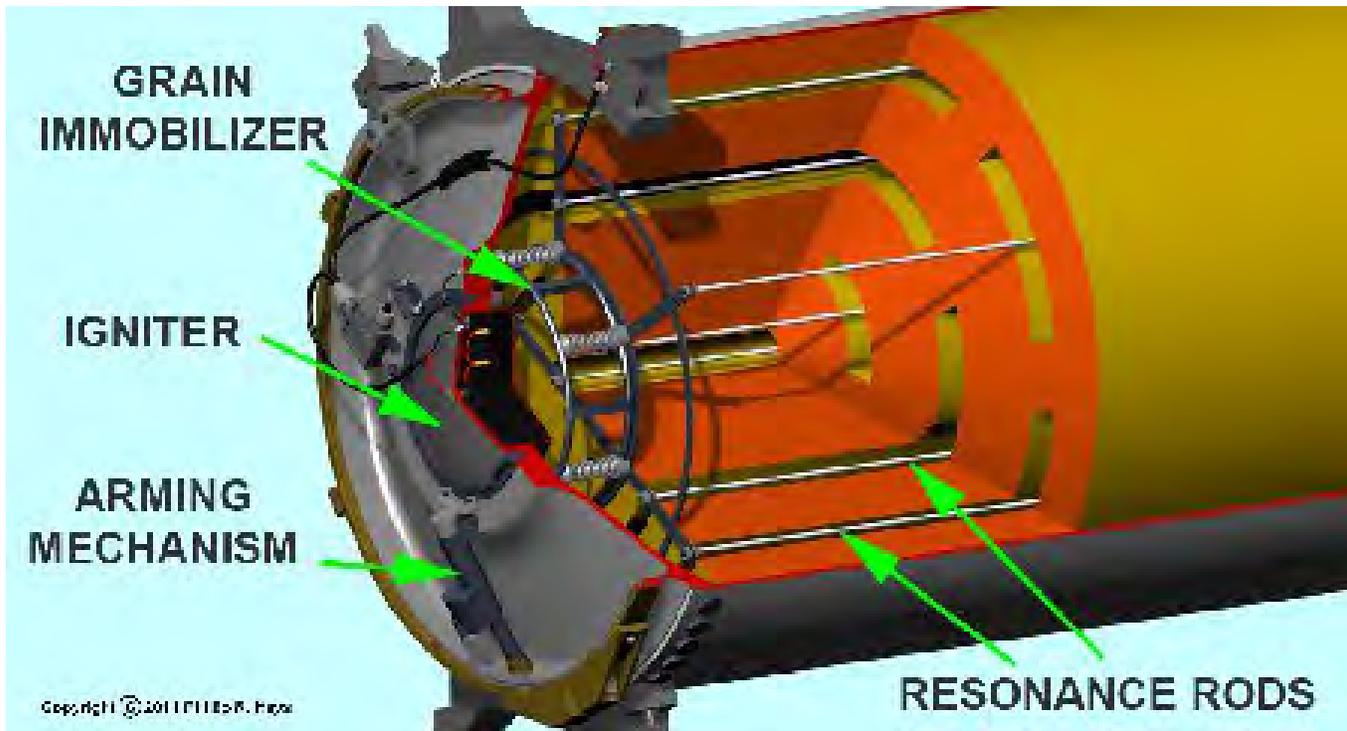
19.18 UGELLI *CONICI*



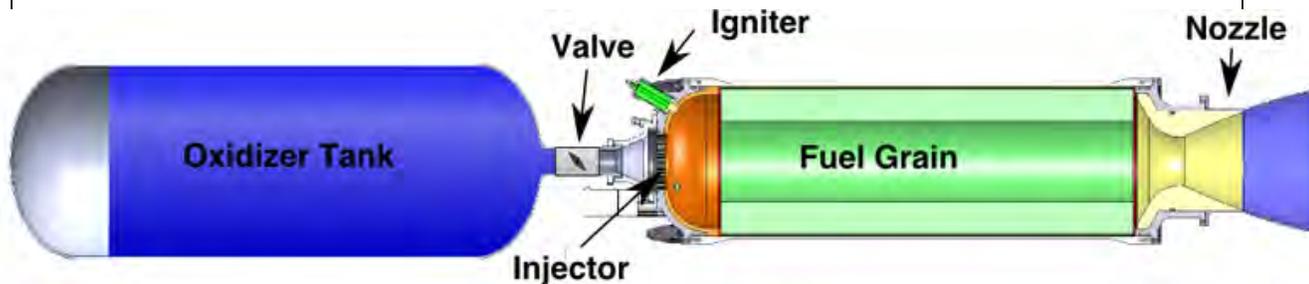
19.19 INSTABILITÀ DI COMBUSTIONE NEI *SRMs*

- **MENO GRAVE CHE NEI *LREs*, IN QUANTO:**
 - **GRANO VISCOELASTICO;**
 - **ACCOPPIAMENTO VISCOSO CON PARTICELLE SOLIDE** (diametro particelle va adattato alla taglia del motore);
 - **DIMENSIONI CAMERA VARIANO**
→ **f NATURALI NON COSTANTI**
 - **NO SISTEMA ALIMENTAZIONE**

19.20 BARRE DI RISONANZA



19.21 MOTORI A PROPELLENTI IBRIDI



- **VANTAGGI (rispetto SRM):**
 - RIACCENDIBILI
 - SPINTA REGOLABILE
 - PIÙ ALTA u_{eq}
 - PIÙ SICURI (COMBUSTIONE CONTROLLATA DA \dot{m}_{ox} , PIUTTOSTO CHE A_b – *DEBONDING*)
 - PRODOTTI NON TOSSICI
 - MANIPOLAZIONE SICURA (GRANO INERTE)
- **VANTAGGI (rispetto LRE):**
 - UN SOLO SISTEMA DI ALIMENTAZIONE (PIÙ ECONOMICO E AFFIDABILE)
 - DENSITÀ DEL COMBUSTILE PIÙ ALTA
- **SVANTAGGI (rispetto SRM):**
 - DENSITÀ OSSIDANTE PIÙ BASSA
 - RESIDUO INCOMBUSTO (*SLIVER*) PIÙ ALTO
- **SVANTAGGI (RISPETTO LRE):**
 - *O/F* VARIA QUANDO SI VARIA LA SPINTA (u_{eq})
 - u_{eq} PIÙ BASSA
 - MAGGIORE % PROPELLENTI NON BRUCIATI

19.22 ESERCIZIO SU ENDOREATTORI A PROPELLENTI SOLIDI

- $a = 0.5 \text{ (cm/s)/MPa}^n$, $n = 0.4$, $\rho_p = 1800 \text{ kg/m}^3$,
 $T_c = 3200 \text{ K}$, $\mathcal{M} = 28 \text{ kg/kmol}$, $\gamma = 1.25$,
 $p_c = 7 \text{ MPa}$, $p_e = 50 \text{ kPa}$, $F_{s/l} = 1 \text{ MN}$
- DETERMINARE: K , ϵ , c^* , $C_{F,s/l}$, $C_{F,vac}$, $u_{eq,s/l}$,
 $u_{eq,vac}$, \dot{m} , D_t , F_{vac}
- IPOTIZZATO UN LANCIATORE BISTADIO
CON $\Delta V_1 = \Delta V_2 = 4650 \text{ m/s}$, $u_{eq,1} = u_{eq,s/l}$, $u_{eq,2} =$
 $u_{eq,vac}$, $\kappa_{s,1} = \kappa_{s,2} = 0.1$, DETERMINARE IL
RAPPORTO DI CARICO UTILE
- IPOTIZZATO POI UN LANCIATORE TRISTADIO
CON $\Delta V_1 = \Delta V_2 = \Delta V_3 = 3100 \text{ m/s}$, $u_{eq,1} = u_{eq,s/l}$,
 $u_{eq,2} = u_{eq,3} = u_{eq,vac}$, $\kappa_{s,1} = \kappa_{s,2} = \kappa_{s,3} = 0.1$, DETER-
MINARE IL RAPPORTO DI CARICO UTILE

20.1 ENDOREATTORI ELETTRICI

● CLASSIFICAZIONE:

- * ELETTROTERMICI
- * ELETTROSTATICI (A IONI)
- * ELETTROMAGNETICI (A PLASMA)

● COMPONENTI:

- SORGENTE DI POTENZA (*PS – POWER SOURCE*)
- UNITÀ DI CONDIZIONAMENTO DELLA POTENZA (*Power Conditioning Unit – PCU*)
- SISTEMA STIVAGGIO ED ALIMENTAZIONE PROPELLENTE
- *THRUSTER*
- RADIATORI

● CARATTERISTICHE:

- * RAPPORTO F/w ESTREMAMENTE BASSO (INUTILIZZABILI PER LANCIATORI)
- * u_{eq} ALTA
- * TEMPI DI SPINTA LUNGHI
- * DANNI AI PANNELLI FOTOVOLTAICI NELLE FASCE DI VAN ALLEN

20.2 OTTIMIZZAZIONE DI u_{eq} (1)

- MASSE DEL SISTEMA PROPULSIVO: PROPELLENTI m_p , SORGENTE DI POTENZA m_{ps} , THRUSTER, PCU, SERBATOI, RADIATORI, ALTRE STRUTTURE
- PIÙ IMPORTANTI: m_p , m_{ps}
- RENDIMENTO DEL MOTORE:

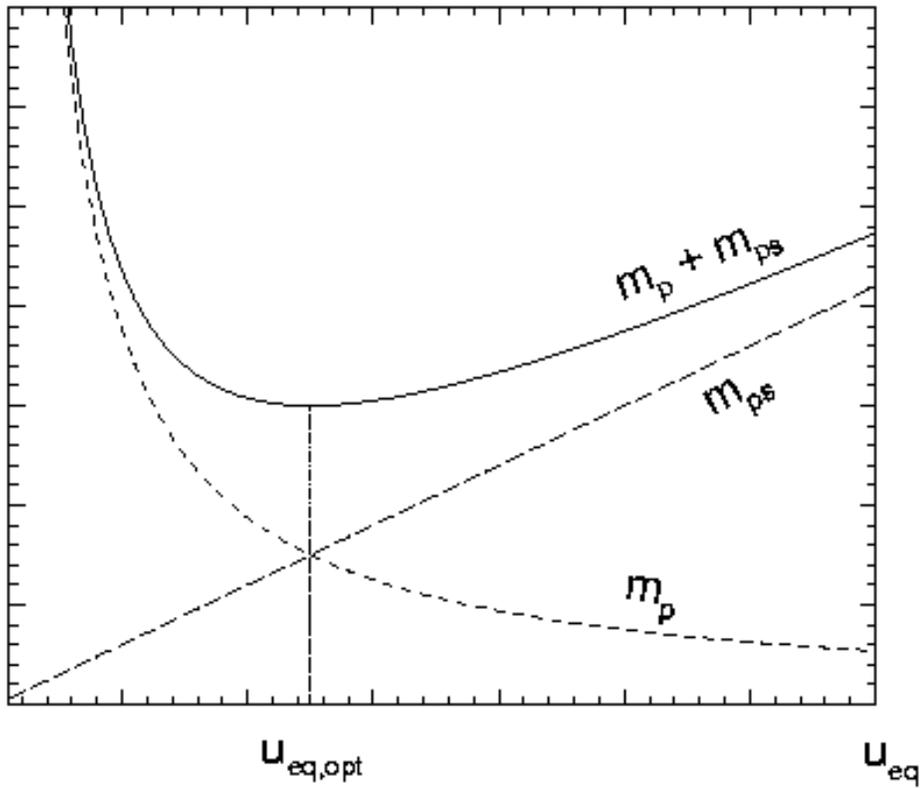
$$\eta = \frac{P_j}{P_e} = \frac{\frac{1}{2} \dot{m} u_{eq}^2}{P_e} = \frac{F u_{eq}}{2 P_e} \Rightarrow P_e = \frac{F u_{eq}}{2 \eta}$$

- POTENZA SPECIFICA SORGENTE: $\alpha = \frac{P_e}{m_{ps}}$

$$m_{ps} = \frac{F u_{eq}}{2 \alpha \eta}$$

- F , F/m_i , NON POSSONO SCENDERE SOTTO CERTI LIMITI (ALTRIMENTI TEMPI DI SPINTA ECCESSIVI)

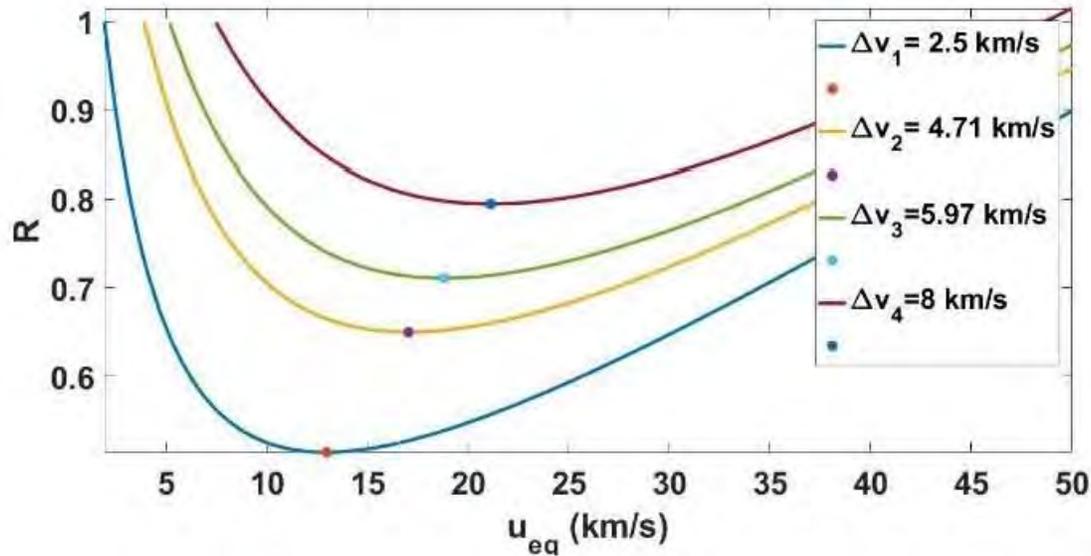
$$m_p = \dot{m} t_b = \frac{F}{u_{eq}} t_b$$

20.3 OTTIMIZZAZIONE DI u_{eq} (2)**m**

- OTTIMO DIPENDE DAL ΔV RICHIESTO DALLA MISSIONE

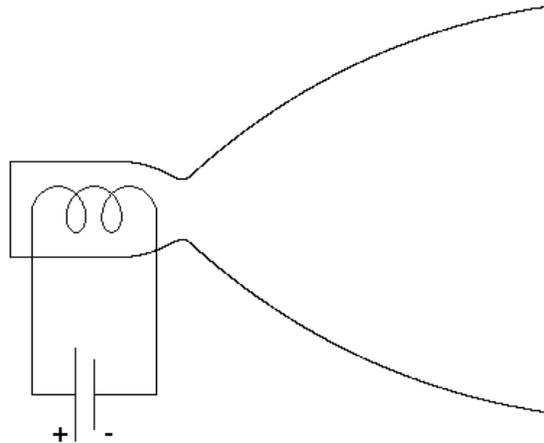
20.4 OTTIMIZZAZIONE DI u_{eq} (3)

- R RAPPORTO MASSA TOT. SIST. PROPULS.
($m_p, m_{ps}, m_{PCU}, m_{radiatori}, m_{thruster}$) / MASSA INIZ.



20.5 PROPULSORI ELETTROTERMICI (1)

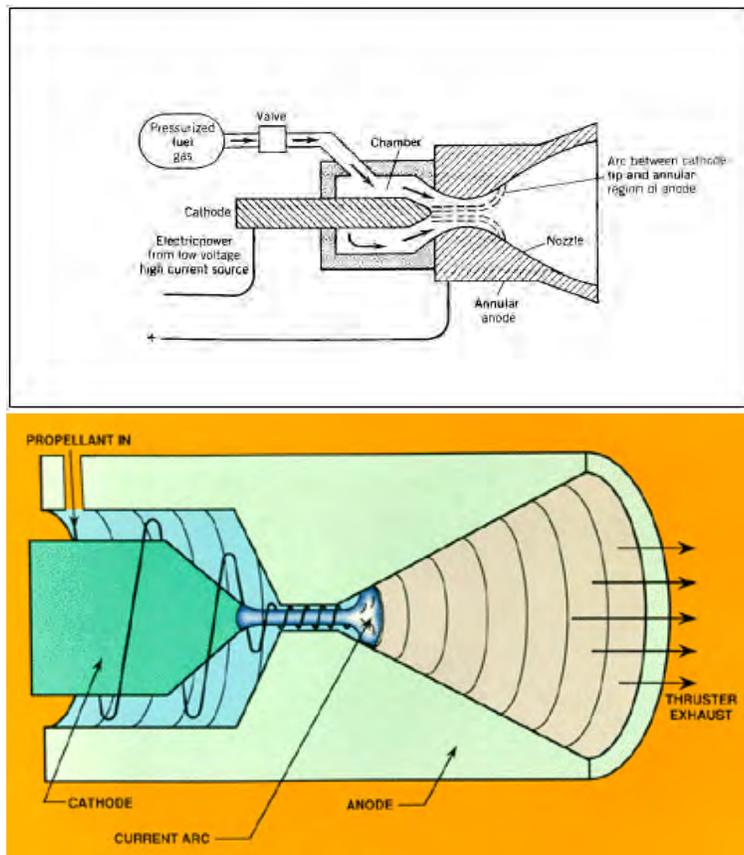
1. RESISTOGETTI:



- T_c LIMITATA DAI MATERIALI
- PROPELLENTI:
 - IDROGENO (BASSO \mathcal{M} , BASSISSIMA ρ , INCONVENIENTE PIÙ GRAVE CHE IN ENDOREATTORI CHIMICI), CRIOGENICO
 - IDRAZINA (DECOMPOSIZ. ESOTERMICA → PRERISCALDAM. A CIRCA 1000 K)
- $u_{eq} \sim 2000 - 3000$ m/s, 8000 CON IDROGENO
- $F/w \sim 0,06$ ESCL. FONTE POTENZA, PCU
- $\eta \sim 65 - 85\%$

20.6 PROPULSORI ELETTROTERMICI (2)

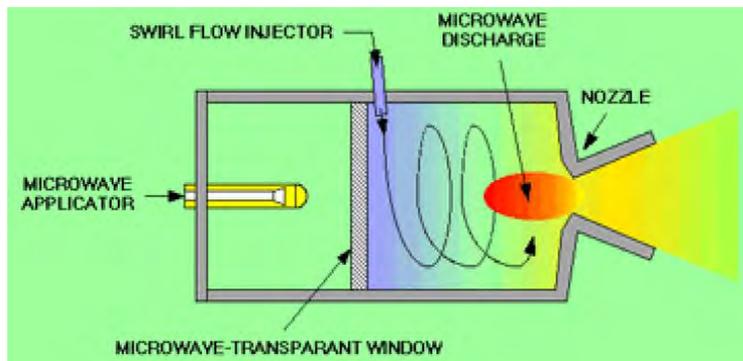
2. ARCOGETTI



- T FINO A 20000 K
- PROBLEMI: STABILIZZAZIONE ARCO, CONSUMO ELETTRODI
- $u_{eq} \sim 4000 \div 5500$ m/s (IDRAZINA), $\sim 12000 - 15000$ m/s (IDROGENO)
- $F/w \sim 0,015$ ESCLUSA FONTE POTENZA E PCU, $\sim 0,004$ ESCLUSA SOLA FONTE POTENZA
- $\eta \sim 30 \div 35\%$

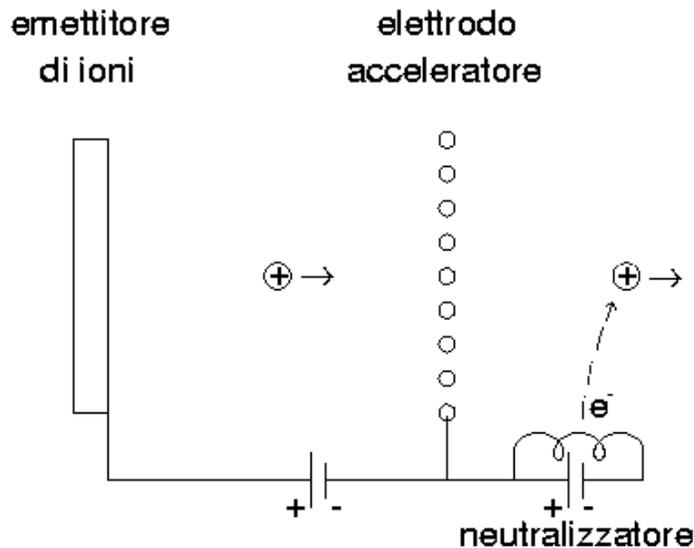
20.7 PROPULSORI ELETTROTERMICI (3)

3. PROPULSORE ELETTROTERMICO A MICROONDE



- FLUIDO OPERATIVO (ACQUA) RISCALDATO DA MICROONDE
- $u_{eq} \sim 8000 \text{ m/s}$

20.8 PROPULSORI ELETTROSTATICI (1)



- FLUIDO PROPULS.: IONI, COLLOIDI (1÷5 nm)
- μ , q MASSA E CARICA IONE
- V DIFFERENZA DI POTENZIALE APPLICATA, I CORRENTE

$$qV = \frac{1}{2} \mu u^2 \quad \Rightarrow \quad u_{eq} = u = \sqrt{\frac{2qV}{\mu}}$$

- BASSO μ/q PER ALTA u_{eq} (CIOÈ BASSA m_p)
- MA $m_{ps} \propto P_e$

$$I = \frac{\dot{m}}{\mu} q \quad \Rightarrow \quad \dot{m} = \frac{\mu I}{q}$$

$$F = \dot{m} u_{eq} = I \sqrt{2V} \sqrt{\frac{\mu}{q}}$$

20.9 PROPULSORI ELETTROSTATICI (2)

- BASSO μ/q PER AVERE ALTA u_{eq}
(QUINDI BASSA m_p)

- ALTO μ/q PER ALTA F DATA P_e
(QUINDI m_{ps})

⇒ SI TROVA CHE CONVIENE μ/q ALTO

- CARICA SPAZIALE (→ BASSISSIMA p_c)

- NEUTRALIZZAZIONE IONI

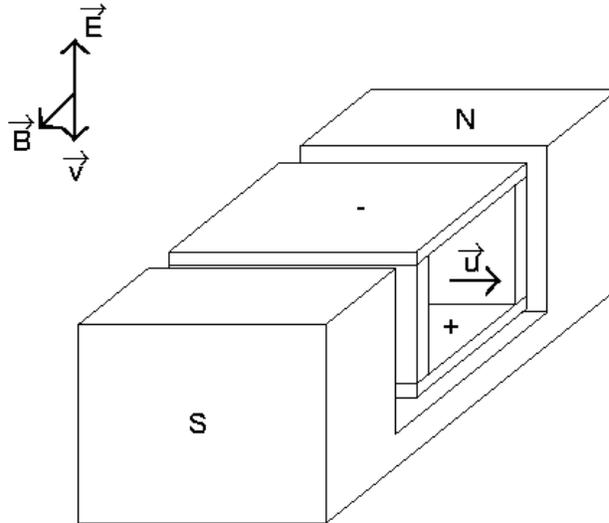
- PROPELLENTI: Cs ($\mathcal{M} = 133$ kg/kmol),
Xe ($\mathcal{M} = 131,3$ kg/kmol)

- $u_{eq} \sim 25000$ m/s

- $F/w \sim 0,001$

- $\eta \sim 50 - 55\%$

20.10 PROPULSORI ELETTROMAGNETICI

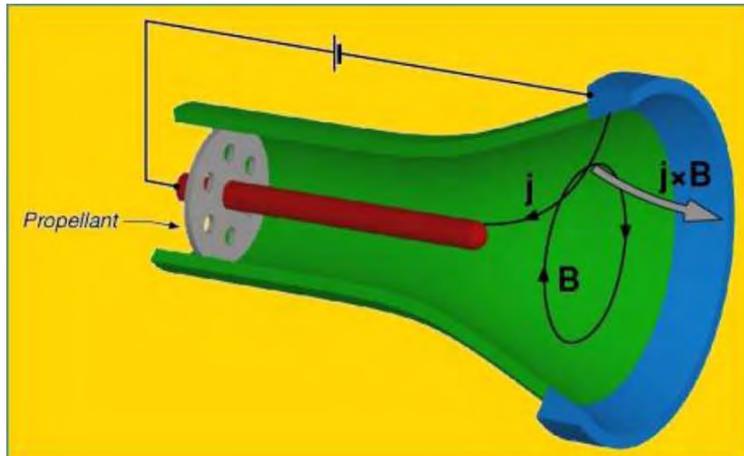


- FLUIDO PROPULSIVO: PLASMA
- FORZE: COULOMB E LORENTZ

$$\vec{f} = q(\vec{E} + \vec{v} \times \vec{B})$$

- \vec{E} CAMPO ELETTR., \vec{B} CAMPO MAGN.
- ELETTRONI (-) ACCELERATI IN BASSO DA \vec{E} , QUINDI VERSO USCITA DA FORZA LORENTZ, TRASFERISCONO POI ENERGIA A IONI (+)
- PROPELLENTI:
 - STAZIONARIO: H, Ar, Xe (CRIOGENICI)
 - PULSATO: TEFLON
- $u_{eq} \sim 20000 \div 35000$ m/s
- $F/w \sim 0,0001$
- $\eta \sim 35 - 45\%$

20.11 PROPULSORI ELETTROMAGNETICI A CAMPO AUTO-INDOTTO



- MAGNETE PERMANENTE MOLTO PESANTE
- CAMPO AUTO-INDOTTO
- PERÒ OCCORRONO $\simeq 100$ kW
- OPERAZIONE PULSATA (PPT) *PULSED PLASMA THRUSTER*

20.12 SORGENTI DI POTENZA

- **PANNELLI SOLARI (FOTOVOLTAICI)**

- $\alpha = 20 \div 150 \text{ W/kg}$

- $S = 1350 \text{ W/m}^2$ AD 1 au DAL SOLE

- $\eta = 12 \div 41\%$

⇒ BASSE ACCELERAZIONI

- **RADIOISOTOPI (POCHI W, PERICOLOSI)**

- **CELLE A COMBUSTIBILE (RICHIEDONO COMBUSTIBILE ED OSSIDANTE)**

- **TURBOGAS (IDEM)**

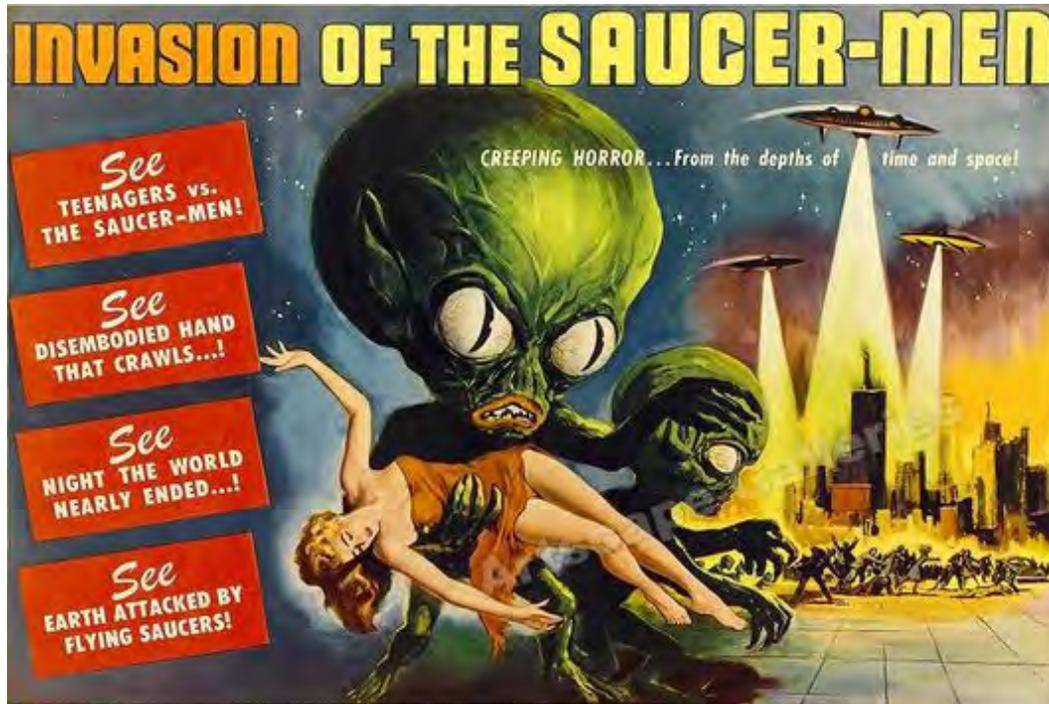
- **REATTORI NUCLEARI (PESANTI, PERICOLOSI)**

- **FASCIO DI ENERGIA (DENSITÀ SUPERFICIALE DI POTENZA MOLTO BASSA)**

20.13 CAMPI DI APPLICAZIONE

- **MISSIONI AD ALTO Δv : LUNARI, INTER-PLANETARIE**
- **O QUANDO È GIÀ PRESENTE UNA SORGENTE DI POTENZA (COMPENSAZIONE DI PERTURBAZIONI ORBITALI SU SATELLITI)**

21 SOME POSSIBLE(?) FUTURE DEVELOPMENTS



1. HIGH-ENERGY PROPELLANTS
2. ISPP (*IN SITU PROPELLANT PRODUCTION*)
3. NUCLEAR THERMAL PROPULSION
4. SPACE ELEVATOR
5. E-SAIL
6. SOLAR SAIL, LIGHT-SAIL
7. BUSSARD'S RAMJET
8. RELATIVISTIC EFFECTS
9. BUT... INTERSTELLAR SPACE IS *NOT* VOID
10. SPACE ARK
11. NANOSATELLITES TO α -Centauri

21.1.1 HIGH-ENERGY PROPELLANTS

- **OXIDIZERS:**

- **OZONE** O_3 (+LH \rightarrow $u_{eq,vac} \simeq 4850$ m/s)
- **ATOMIC OXYGEN** O (+LH \rightarrow $u_{eq,vac} \simeq 6750$ m/s)

- **FUELS:**

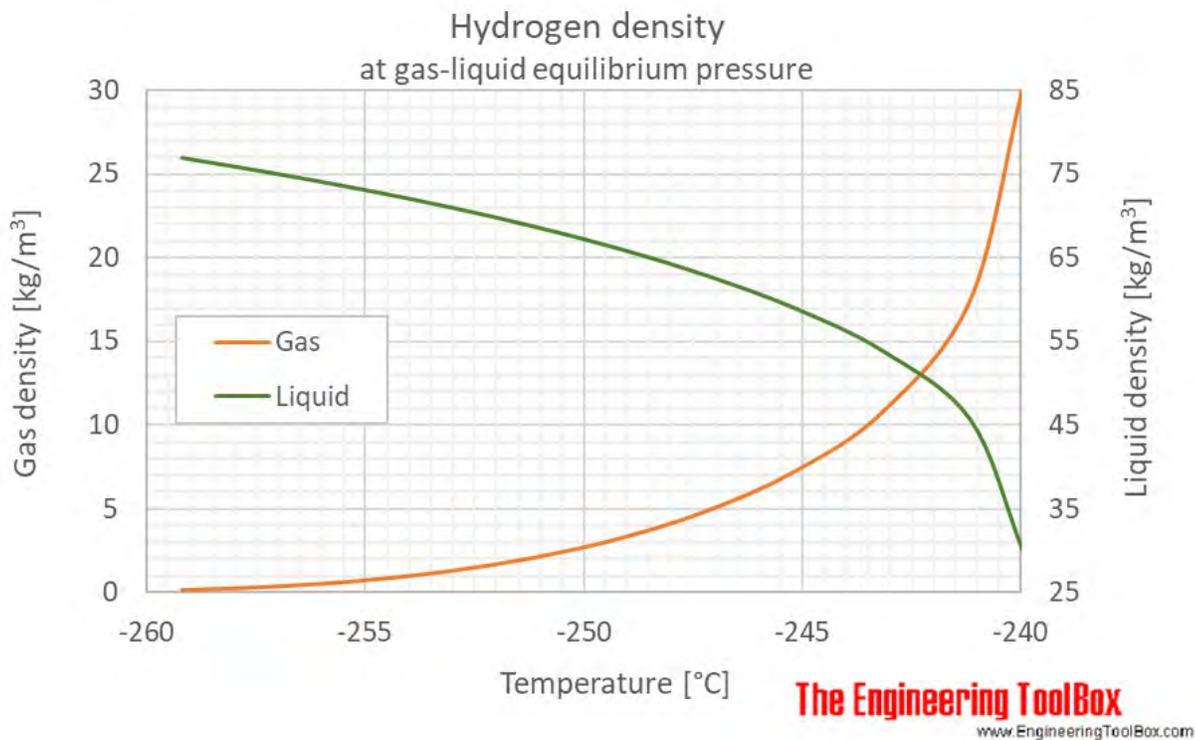
- **ATOMIC HYDROGEN** H (+LOX \rightarrow $u_{eq,vac} \simeq 7650$ m/s)
- **ATOMIC HYDROGEN** H (+H \rightarrow $u_{eq,vac} \simeq 18\,000$ m/s)

- **ALL EXTREMELY UNSTABLE**

- **SOLID PROPELLANT:**

- **BERYLLIUM (TOXIC/CARCINOGEN!)**

21.1.2 DENSIFIED PROPELLANTS (1)



- **HYDROGEN** $T_{fr} = 13.58 \text{ K} \sim 260 \text{ }^\circ\text{C}$,
 $T_{eb} = 20.28 \text{ K} \sim -253^\circ\text{C}$ (at 1 atm),
 $T_{cr} = 32.94 \text{ K} \sim -240^\circ\text{C}$ (at 12.7 atm)
- **SUBCOOLING BELOW -253°C :**
INCREASES $\rho_{fuel} \rightarrow$ SMALLER, LIGHTER TANKS,
REDUCES $p_{vap} \rightarrow$ THINNER, LIGHTER TANKS
REDUCES BOIL-OFF

21.1.3 DENSIFIED PROPELLANTS (2)

- **SLURRY LIQUID+ICE HYDROGEN (GEL) CAN:
INCREASE DENSITY BY $\sim 12\%$:
→ SMALLER, LIGHTER TANKS,
REDUCED BOIL-OFF
REDUCED SLOSHING**
- **PROBLEM: PUMPING**

21.1.4 ALUMINIZED (LIQUID) PROPELLANTS

- LH + ALUMINUM PARTICLES:
INCREASED u_{eq}
- BIG PROBLEM: PUMPING
- INCREASED RADIATIVE HEAT TRANSFER

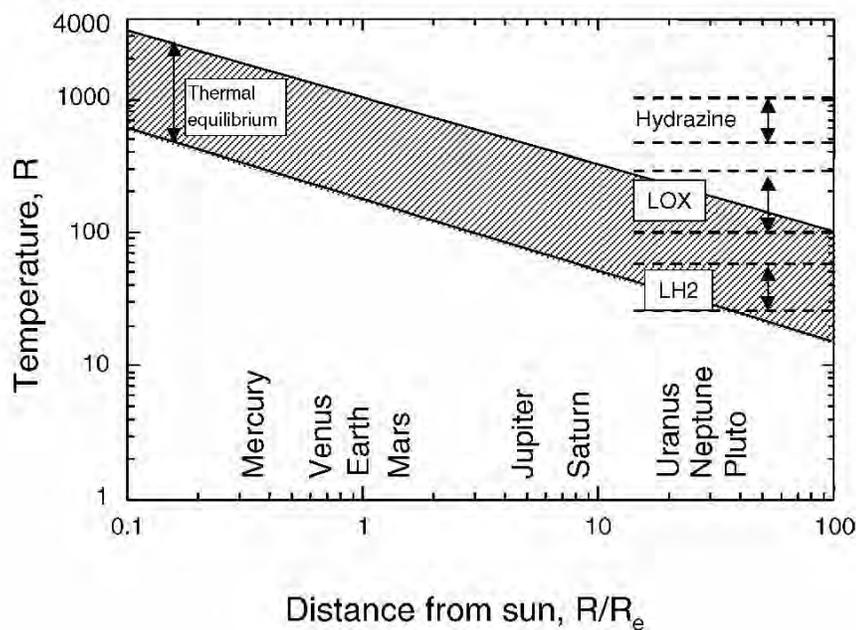
21.2.1 IN-SITU PROPELLANT PRODUCTION (1)

- ROUND-TRIP INTERPLANETARY MISSIONS
- VERY HIGH $\Delta v \rightarrow \lambda$ VERY SMALL
- PRODUCE RETURN LEG PROPELLANT *IN SITU*
- e.g.: MARS ATMOSPHERE CONSISTING OF
95 % CO₂, 0,13% O₂, ...
- FORESEEABLE PROPELLANT COMBINATIONS:

	O/F	$u_{eq,vac}$	NOTE
1	O ₂ /CO	2500 m/s	MASSIVE TANKS ONLY INJECTION MARS ORBIT (NO INJECTION RETURN ELLIPSE)
2	O ₂ /CH ₄	3600 m/s	
3	O ₂ /H ₂	4500 m/s	

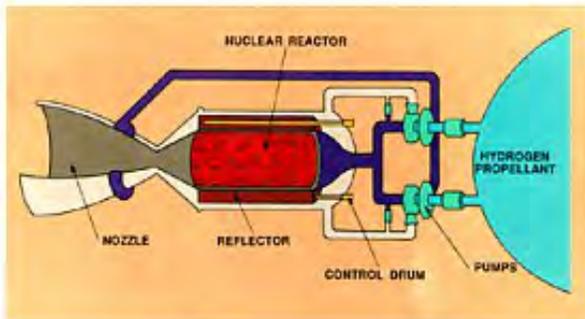
21.2.2 IN-SITU PROPELLANT PRODUCTION (2)

- **OPTIONS 2 (O_2/CH_4) and 3 (O_2/H_2) REQUIRE HYDROGEN:**
 - **IF WATER AVAILABLE ON MARS**
→ **ELECTROLYSIS (ELECTRIC POWER REQUIRED)**
 - **OTHERWISE H_2 IMPORTED FROM EARTH (DIFFICULT CONSERVATION)**

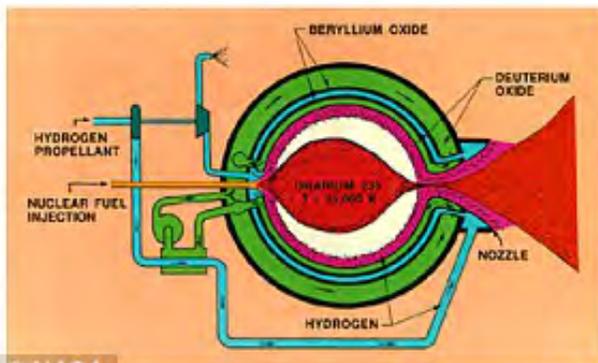
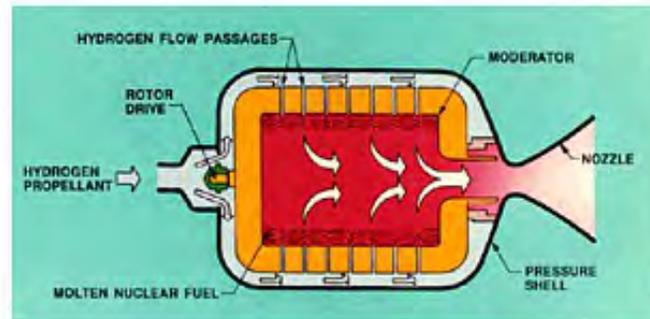


- **ISRU: GENERATION OXYGEN/POWER FOR THE CREW**

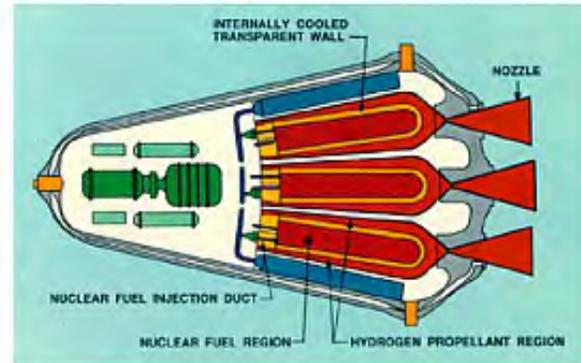
21.3 NUCLEAR THERMAL PROPULSION



SOLID CORE NUCLEAR ROCKET



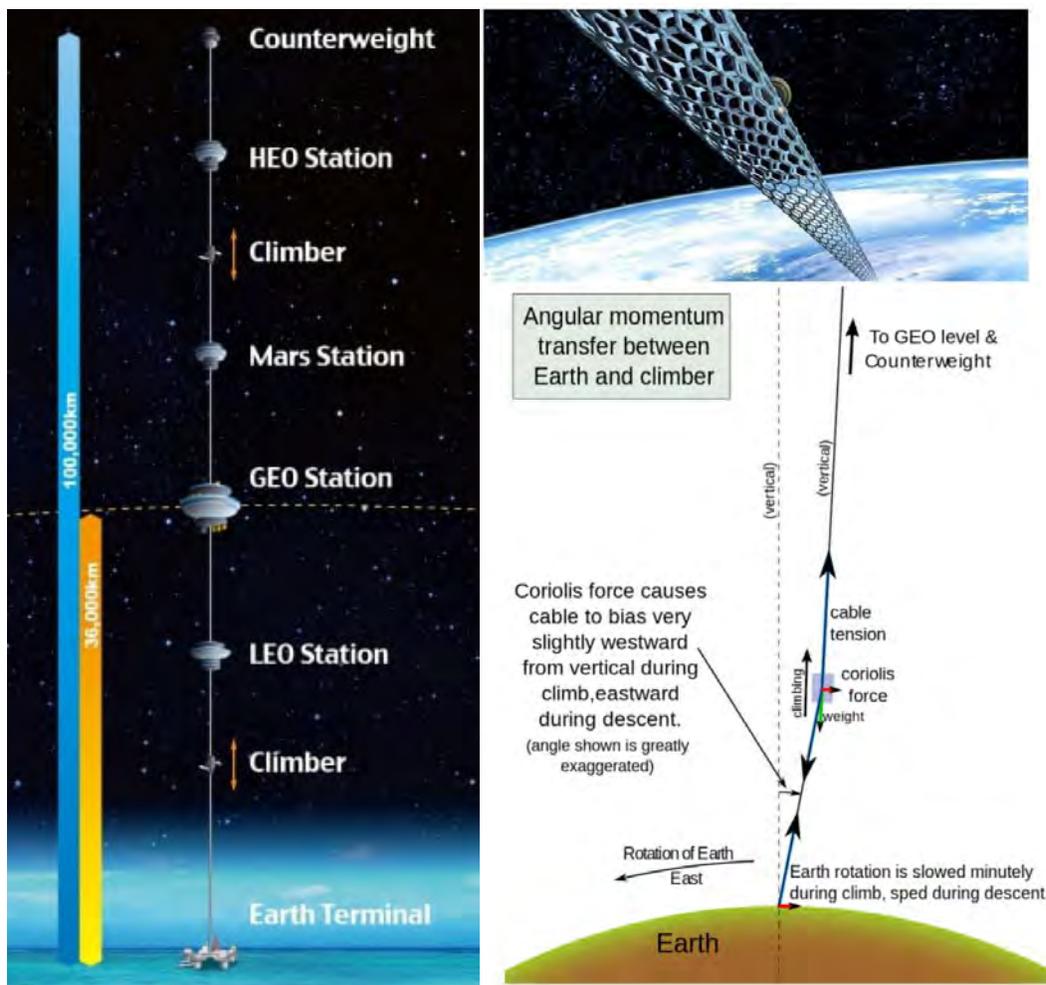
NASA



- SOLID CORE: $u_{eq} \simeq 8\,500$ m/s
- GASEOUS CORE: $u_{eq} \simeq 60\,000$ m/s

21.4.1 SPACE ELEVATOR

- COUNTERWEIGHT AT 100 000 km TO KEEP CABLE UNDER TENSION
- REQUIRES MATERIAL ~ 100 STRONGER THAN TODAY'S (CARBON NANOTUBES?)
- CORIOLIS FORCES DURING ASCENT/DESCENT
- (not a rocket!)



21.4.2 SPACE DEBRIS

WASTE IN SPACE

Currently, a thick band of orbiting space junk—composed of anything of human-made origin—circles the Earth. The air thins there a day, a satellite orbiting our planet narrowly misses a tangle of this orbital debris. This phenomenon has impeded and will complicate space frontiers, but future missions as well.

WHAT IS SPACE DEBRIS?

Nonfunctional, broken-down materials in orbit around Earth, caused by everything from spent booster stages to kitchen appliances.

73% of tracked debris orbits in low Earth orbit (LEO), 1,200 miles above our planet's surface.

HOW MUCH SPACE JUNK IS UP THERE?

The amount of space debris is on the rise. Here's how many objects are in Earth's orbit, as tracked by the U.S. Space Surveillance Network.

More than **21,000** objects

500,000 objects

Estimated amount larger than one centimeter, in comparison to the size of a marble.

There are another tens of millions of pieces of the size of a pinhead that haven't been tracked.

WHY IT'S A SERIOUS PROBLEM

Space debris is a growing problem. It's a threat to the safety of our space programs and the health of our planet. It's a threat to the safety of our space programs and the health of our planet.

FASTER THAN THE SPEED OF SOUND

The speed of sound travels at approximately **768 mph** on a normal day. In order to remain in orbit, the fragments in space have to move along at least **50 times** that speed, and can go as fast as **18,000 mph**.

TOO CLOSE FOR COMFORT

About 2000 fragments are in orbit, and they are too close to each other. Considered to be a serious space threat, this debris is getting closer.

COLLISIONS & EXPLOSIONS INCREASE DEBRIS

On February 10, 2009, the Russian satellite Kosmos 2388 and the U.S. satellite Iridium 33 collided in space, and the result led to a **900-piece** cloud of debris.

THE IRIDIUM 33 AND KOSMOS 2388 COLLISION

February 10, 2009

The 2,000 mph collision of the private Iridium 33 satellite and Cosmos 2388, a Russian military spacecraft, left a trail of approximately 2,000 pieces of low Earth orbit debris.

more than 60%

of the debris in orbit is made up of fragments from previous collisions.

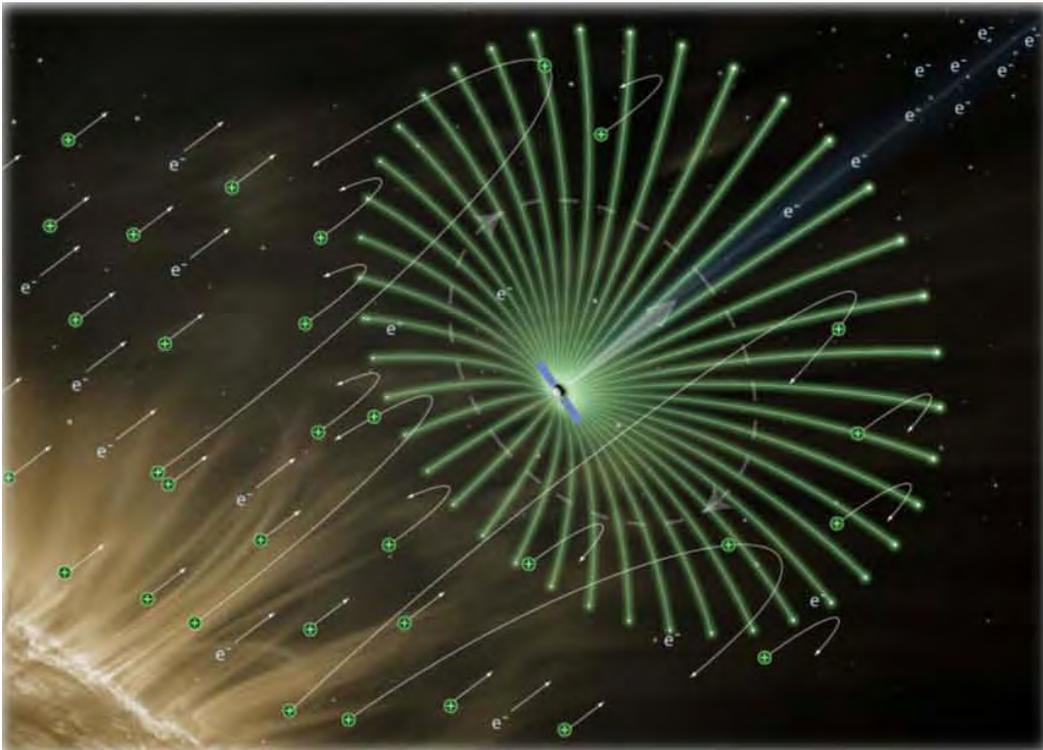
COLLABORATION BETWEEN GOOD AND COLUMB FIVE

SOURCE: NASA, WALL STREET JOURNAL, U.S. SPACE OVERSIGHT AND REFORM, SPACE FORCE, SPACE DEBRIS, THE NATIONAL SPACE ADMINISTRATION, TED EDWARDS, 2014

- SPACE ELEVATOR WOULD KEEP NEAR-EARTH SPACE FREE OF DEBRIS

21.5 E-SAIL

- NO PROPELLANT NEEDED
- SOLAR WIND
- EFFECTIVE FOR OUTBOUND TRAJECTORIES
- ... LESS SO FOR INBOUND ONES
- (not a rocket)

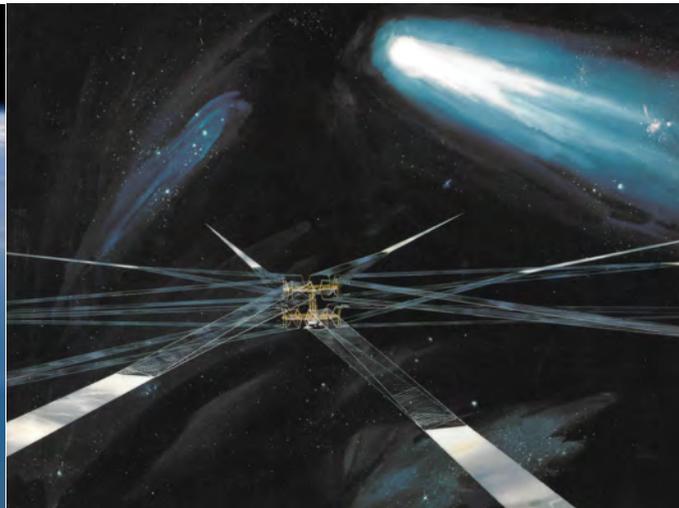


21.6.1 SOLAR SAIL

- SOLAR RADIATION PRESSURE: $\frac{S}{c} (1 + r)$
- S SOLAR CONSTANT (1350 W/m² at 1 au)
- c LIGHT SPEED, r REFLECTIVITY
- MAX 9 μ Pa; ONLY OUTBOUND LEGS
- (not a rocket)



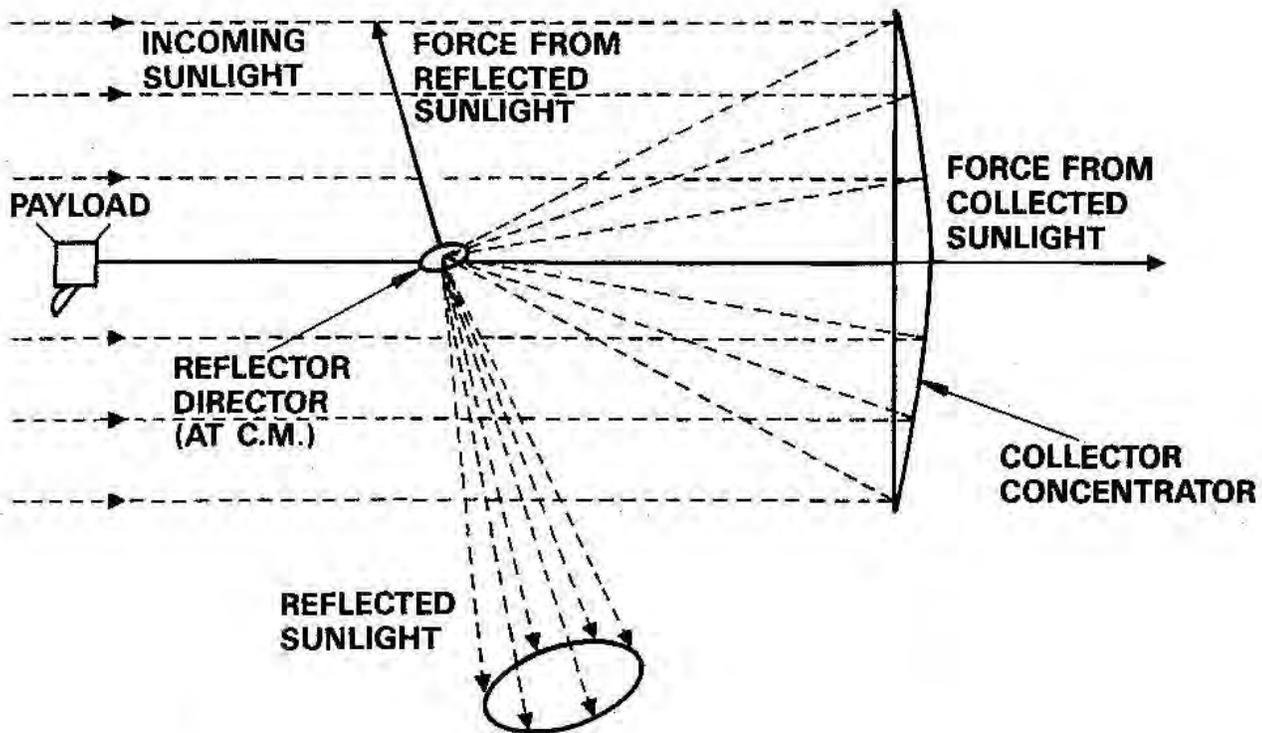
Figure 9: SQUARE SAIL



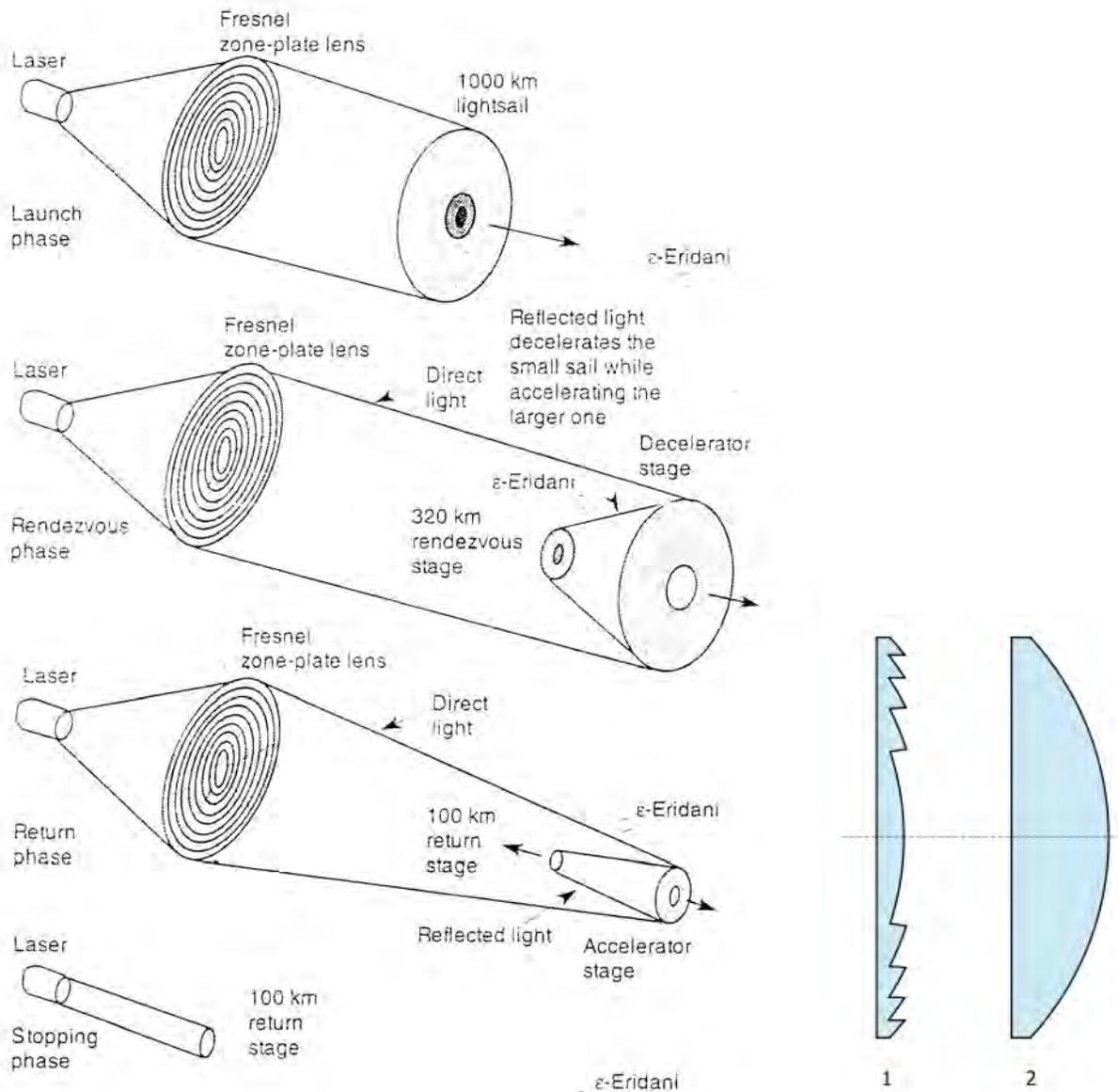
HELIOGYRO

21.6.2 SOLAR PHOTON THRUSTER

- ENABLES THRUST VECTORING
→ RETURN LEGS

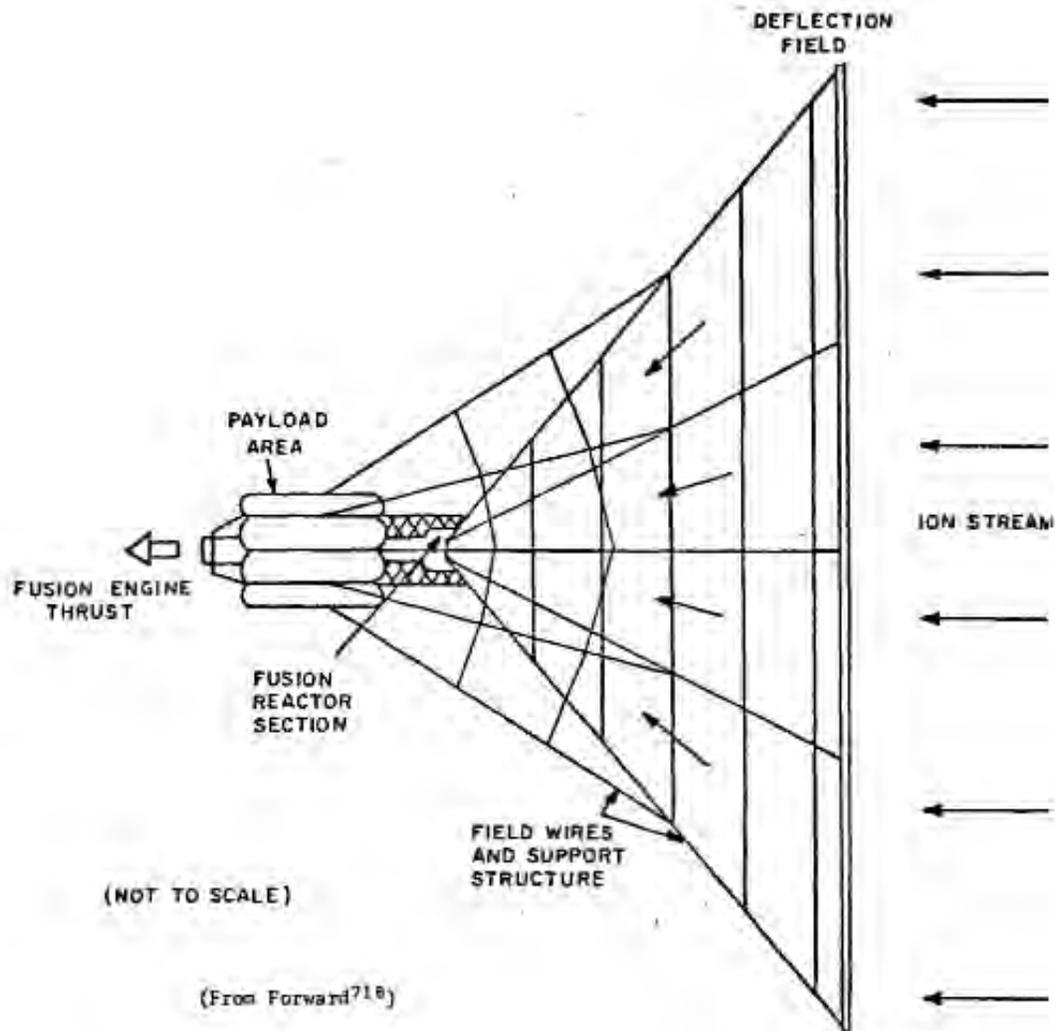


21.6.3 ROUND-TRIP INTERSTELLAR MISSION BY LIGHT SAIL



- **LENS DIAMETER 1000 km, THICKNESS 1 μm , MASS 560 000 tons; S/C MASS 3 000 tons**
- **LASER POWER \sim 43 000 TW, *vs.* 18 TW CURRENTLY PRODUCED GLOBALLY**

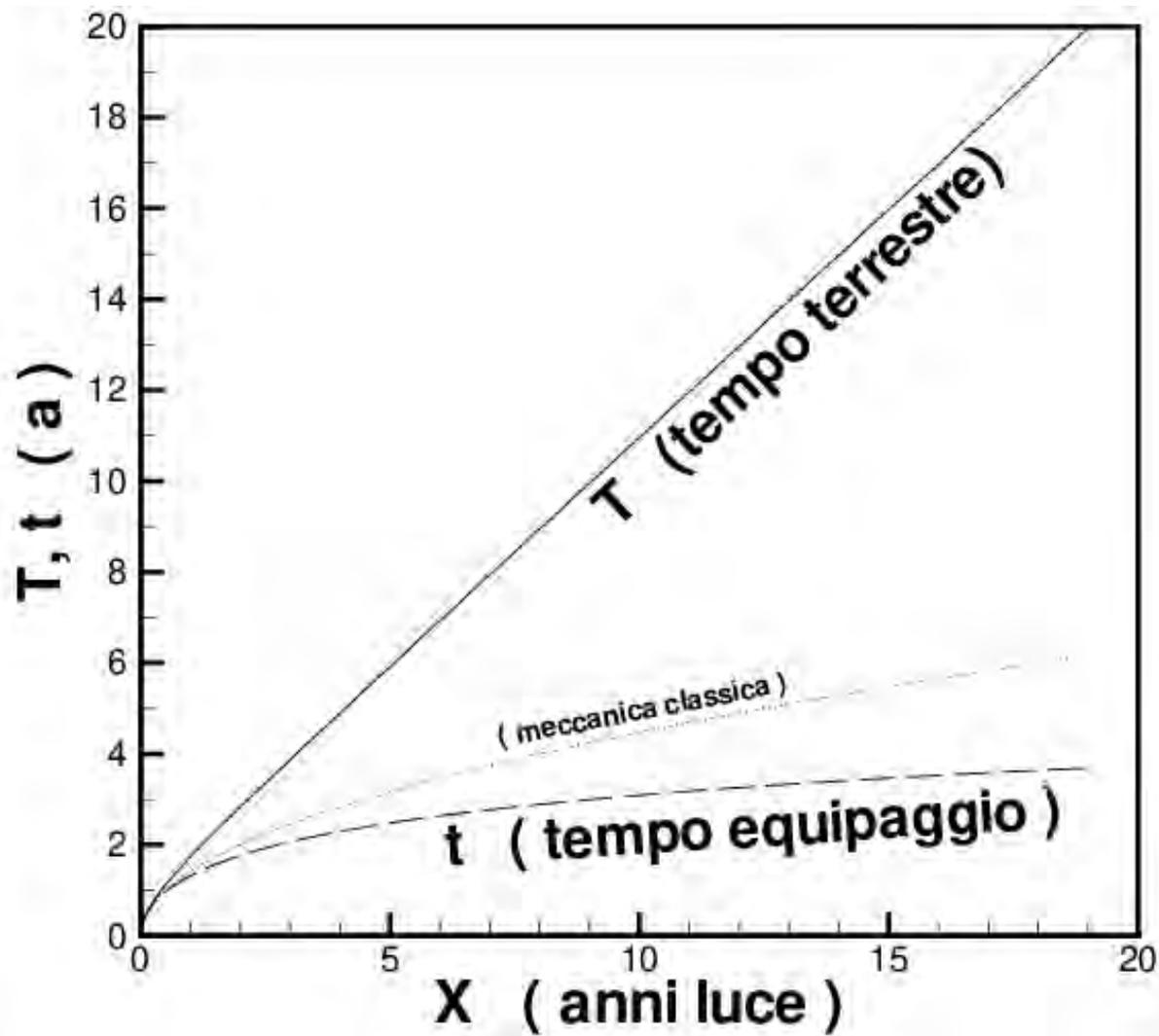
21.7 BUSSARD'S RAMJET



- **HUGE FUNNEL (~ 700 km) CONVEYS INTERSTELLAR HYDROGEN TO FUSION NUCLEAR REACTOR**
- **FUNNEL EXTREMELY HEAVY; CAN BE REPLACED BY ELECTRICALLY CHARGED GRID (BUT STRONG STRESSES)**
- **(not a rocket, thought still a jet engine)**

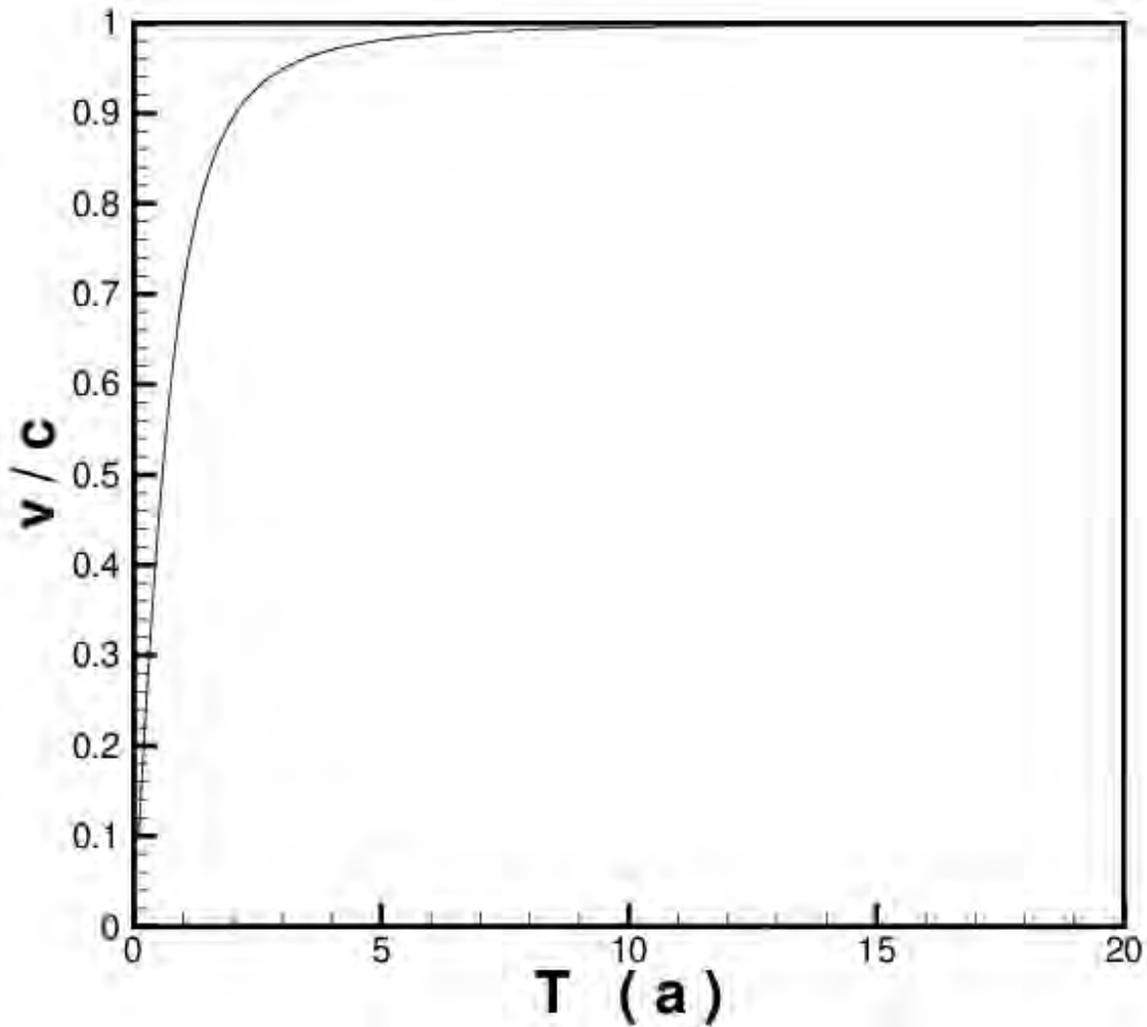
21.8.1 RELATIVISTIC *FLY-BY* MISSION ACCELERATION $1 \hat{g}$ (1)

- T TERRESTRIAL TIME, t CREW TIME
- UNITS: SPEED OF LIGHT c , LIGHT-YEAR, ACCELERATION: $c^2/\text{LIGHT-YEAR} = 9.5 \text{ m/s}^2 = 1 \hat{g} \sim 1 \text{ g}$



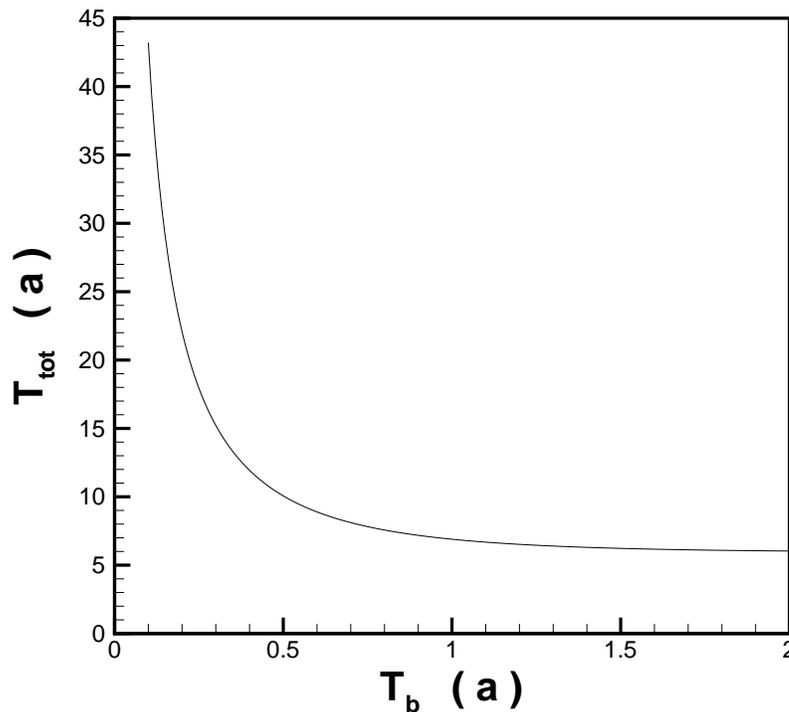
21.8.2 RELATIVISTIC *FLY-BY* MISSION ACCELERATION $1 \hat{g}$ (2)

● v SPACESHIP SPEED



21.8.3 MISSION TO α CENTAURI ACCELERATION $1 \hat{g}$, WITH *COAST* PHASE

- (OUTBOUND TRIP ONLY)
- PHASES:
 - ACCELERATION $1 \hat{g}$
 - *COAST*
 - DECELERATION $1 \hat{g}$
- T_b (TERRESTRIAL) ACCELERATION TIME, T_c COAST TIME, T_b DECELERATION TIME
 $\rightarrow T_{tot} = 2T_b + T_c$



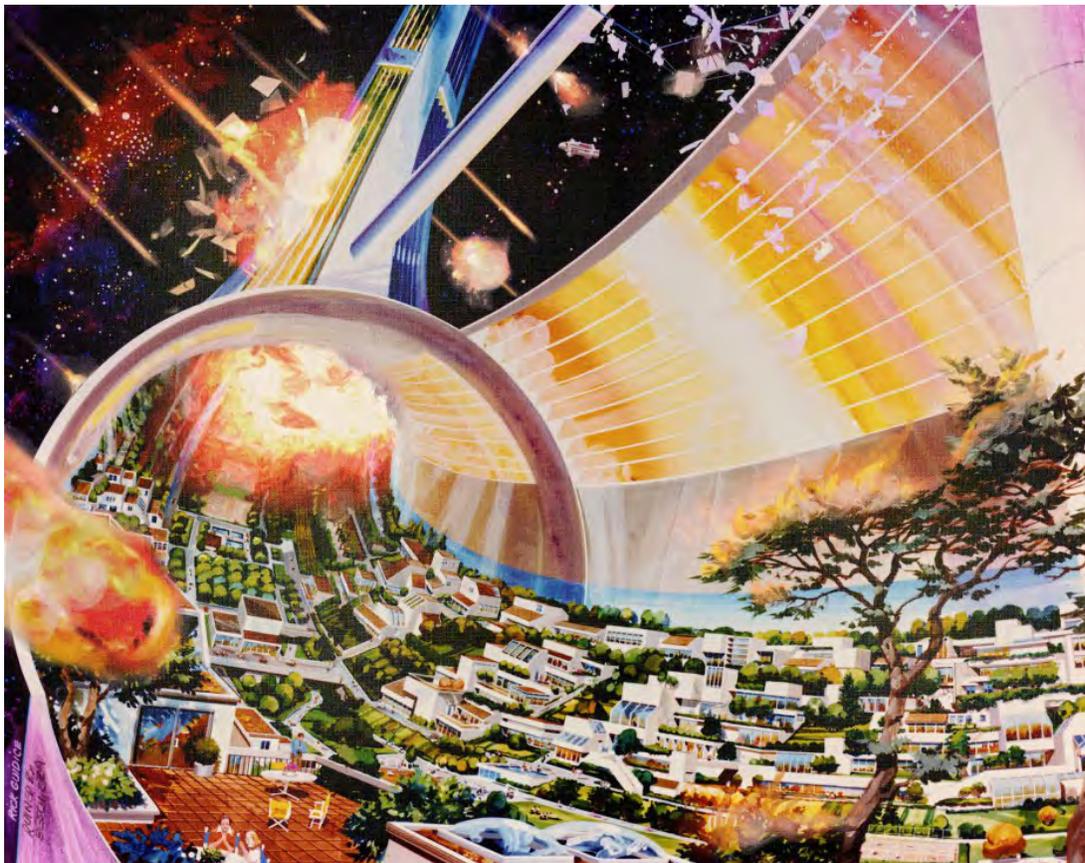
- LITTLE USE APPLYING THRUST LONGER THAN 0.5 – 1 a

21.9 BUT INTERSTELLAR SPACE IS *NOT* VOID

- **HYPOTHETICAL COLLISION WITH A DUST PARTICLE OF 1 mg, AT 1/3 SPEED OF LIGHT**
→ **1.2 tons TNT, OR \sim 10 TIMES AIRCRAFTS SMASHING TWIN TOWERS ON SEPT. 11, 2001**

21.10 INTERSTELLAR ARK (GENERATION SHIP)

- AUTONOMOUS ‘WORLD’
- MINIMUM POPULATION (GENETICS!):
80 TO SEVERAL TENS THOUSAND
- TRAVEL TIME: SEVERAL MILLENNIA
- RISK: MUTINY (AMONG OTHERS)
- WAIT/WALK DILEMMA



21.11 POSSIBLY FEASIBLE MISSION: NANOSATELLITES TO α -Centauri

- EACH SATELLITE \sim A FEW GRAMS
- THOUSANDS TO HUNDREDS OF THOUSAND
- ACCELERATED BY LASER LIGHT (ONLY A FEW MINUTES) TO 1/5 SPEED OF LIGHT
- HOPEFULLY SOME WILL SURVIVE TO DESTINATION
- AND SEND BACK IMAGES AND INFORMATION ABOUT α -Centauri (AFTER \sim 25 a)

