UNIVERSITY OF NAPLES **FEDERICO II** 1224 A.D.

Propulsione Aerospaziale

T. Astarita
astarita@unina.it
www.docenti.unina.it

Versione del 26.5.2021

Propulsione a razzo

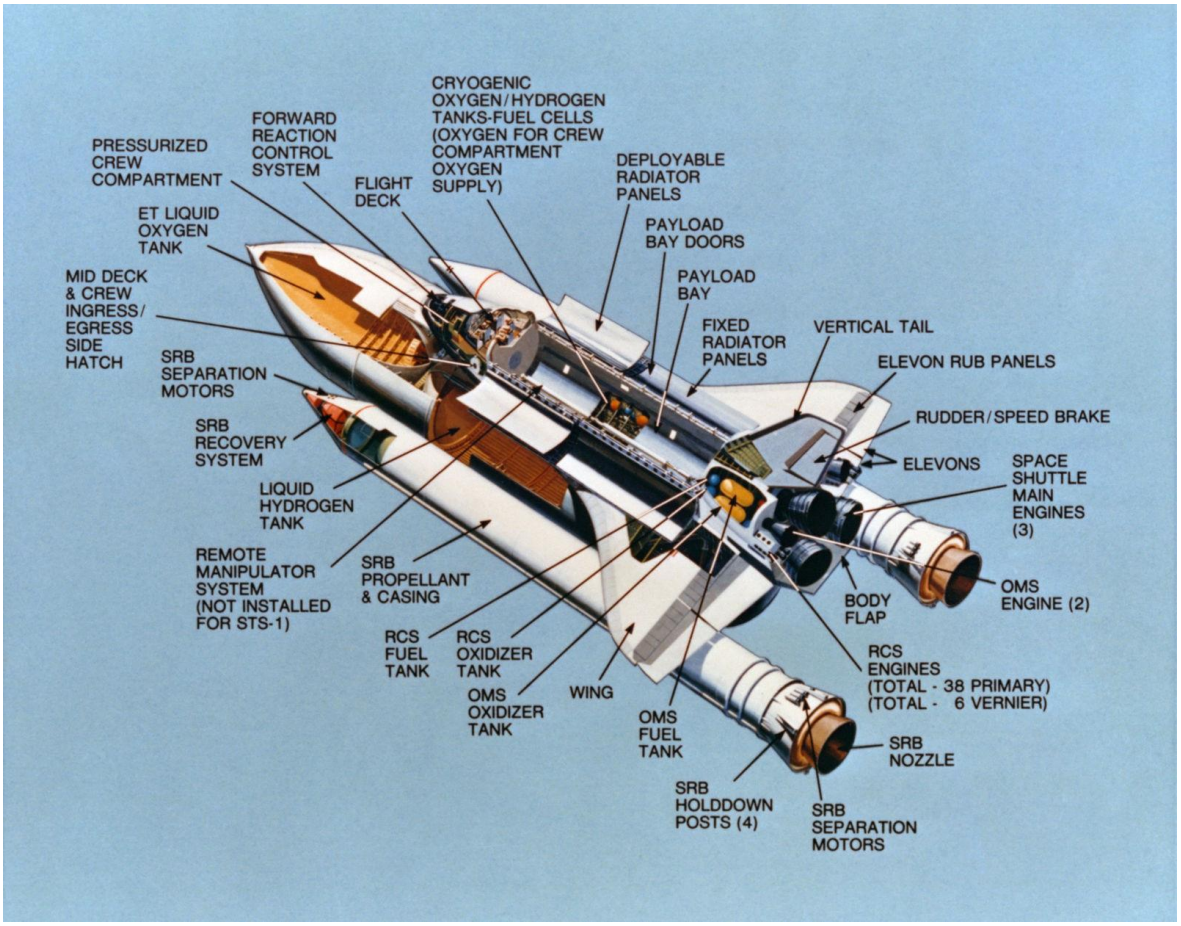
Un **motore a razzo** si differenzia dai motori **respiranti** perché porta a bordo sia il combustibile che il **comburente**.

Non avendo bisogno dell'ossigeno è il perfetto candidato per le **missioni spaziali**.

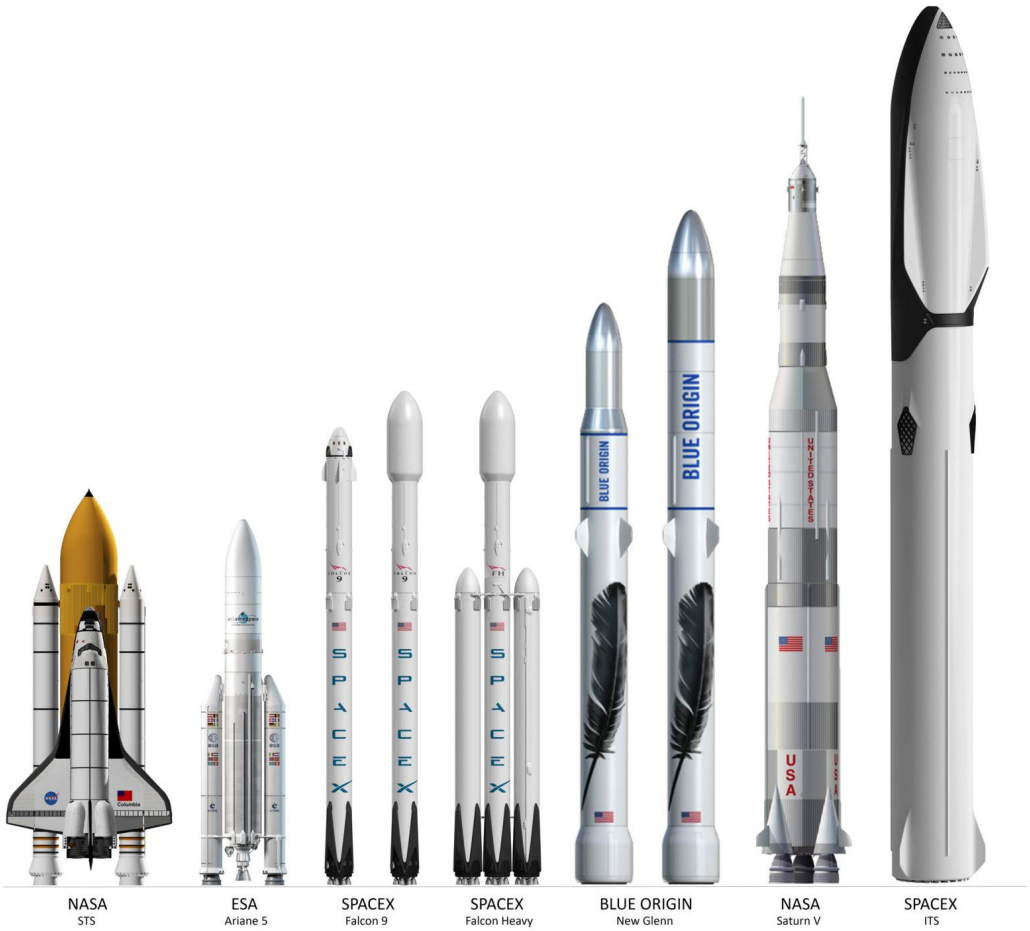
Ad esempio lo Space Shuttle usa due razzi a **propellenti solidi** per facilitare l'accelerazione iniziale (Solid Rocket Boosters SBR) e un razzo principale a **propellenti liquidi**.

Fra i possibili razzi chimici esiste anche il razzo a **propellenti ibridi**.

Propulsione a razzo



Propulsione a razzo



Propulsione a razzo

La necessità di utilizzare un **ossidante** e non l'aria prelevata dall'atmosfera provoca un **aumento del consumo specifico**. L'indice più appropriato è **l'impulso specifico**:

$$I_s = \frac{F}{g_0 \dot{m}_p} = \frac{c}{g_0} = \frac{1}{g_0 TSFC} [s]$$

dove, per gli **endoreattori**, $\dot{m}_p = \dot{m}_f + \dot{m}_0$ è la somma della portata di combustibile e di comburente.

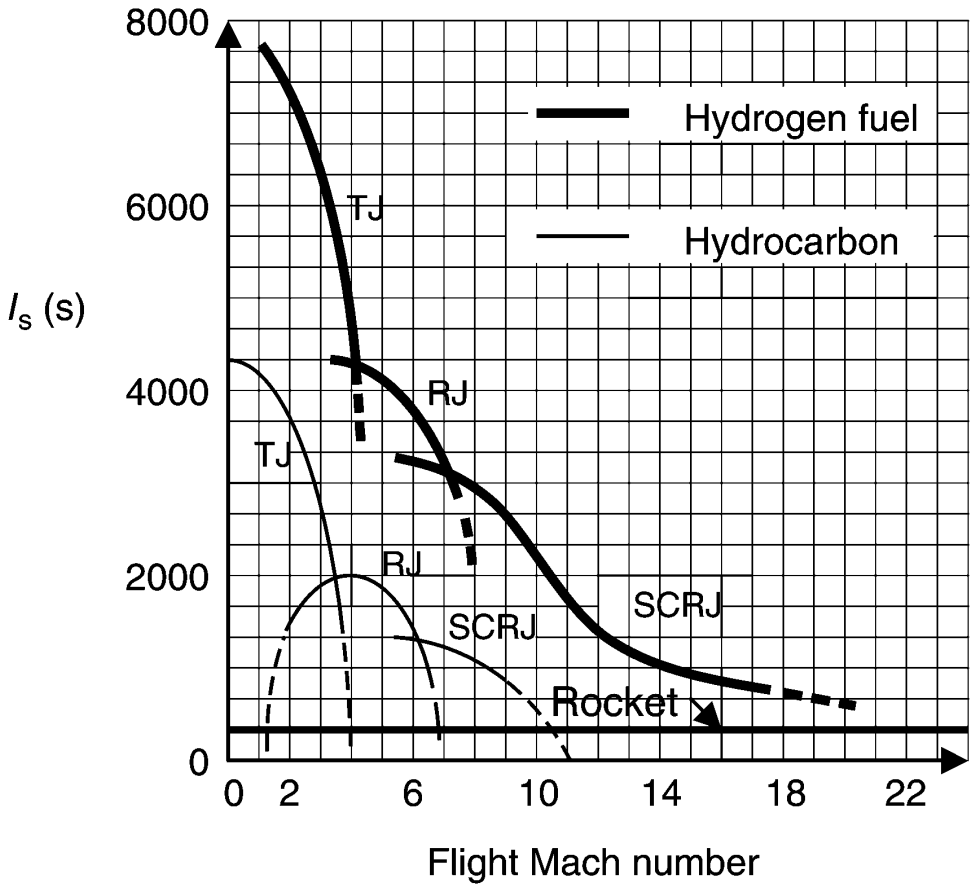
La **spinta** non installata per un **esoreattore** è:

$$F_u = \dot{m}_9 V_9 - \dot{m}_0 V_0 + (p_9 - p_0) A_9$$

Mentre per un **endoreattore** la **resistenza ram** è nulla quindi:

$$F_u = \dot{m}_9 V_9 + (p_9 - p_0) A_9$$

Propulsione a razzo



Propulsione a razzo

La **velocità** necessaria per mantenere un **satellite** in equilibrio in un'**orbita bassa** (~160*km*) è:

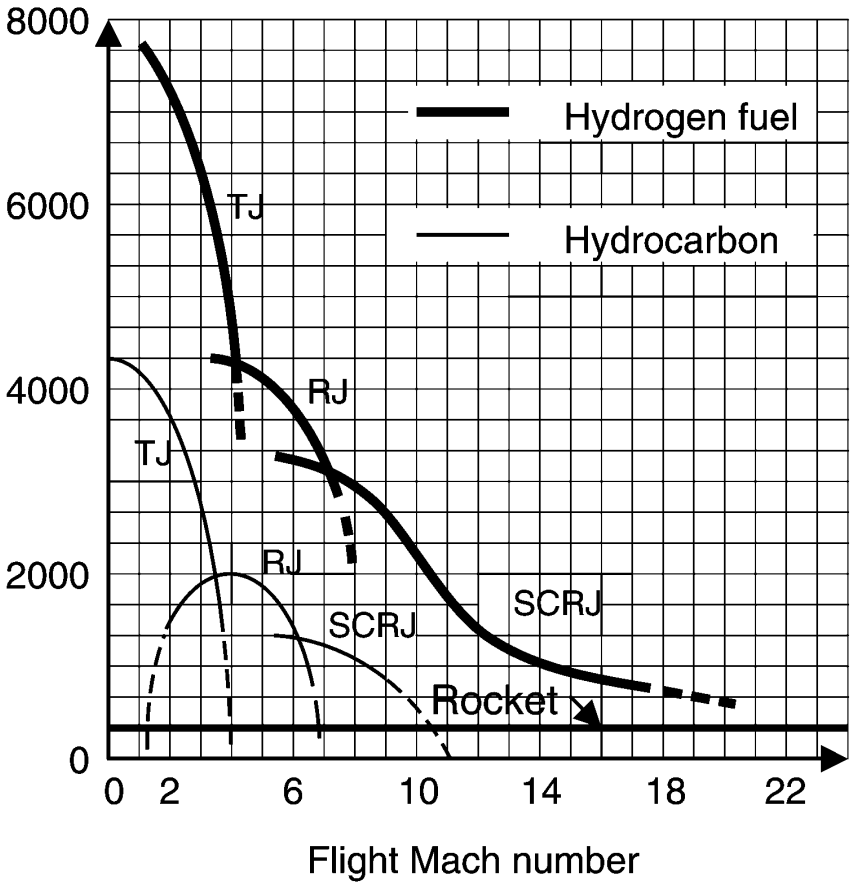
$$\frac{V^2}{r} = g$$

$$V = \sqrt{rg}$$

$$\mathrm{V} \approx \sqrt{9.8(6500\ 10^3)}$$

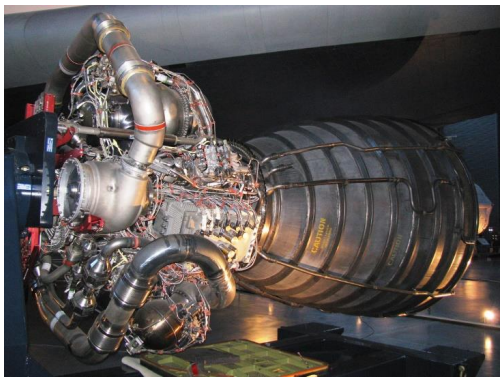
$$\mathrm{V} \approx 8\mathrm{km}/s$$

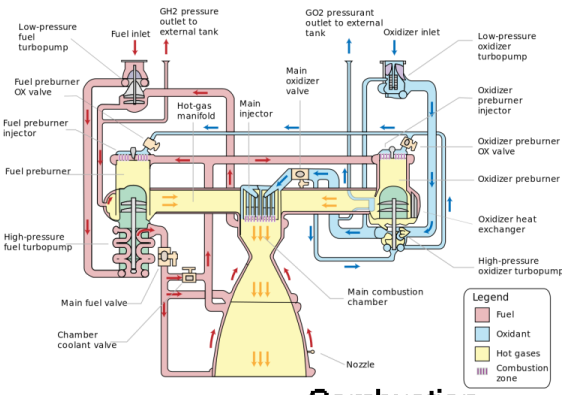
Supponendo che la velocità del suono sia ~300*m/s* si ha *M*~25.

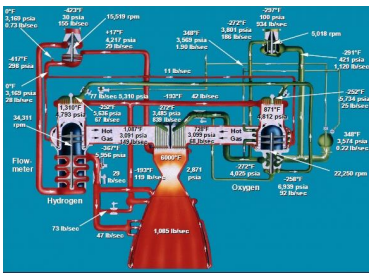


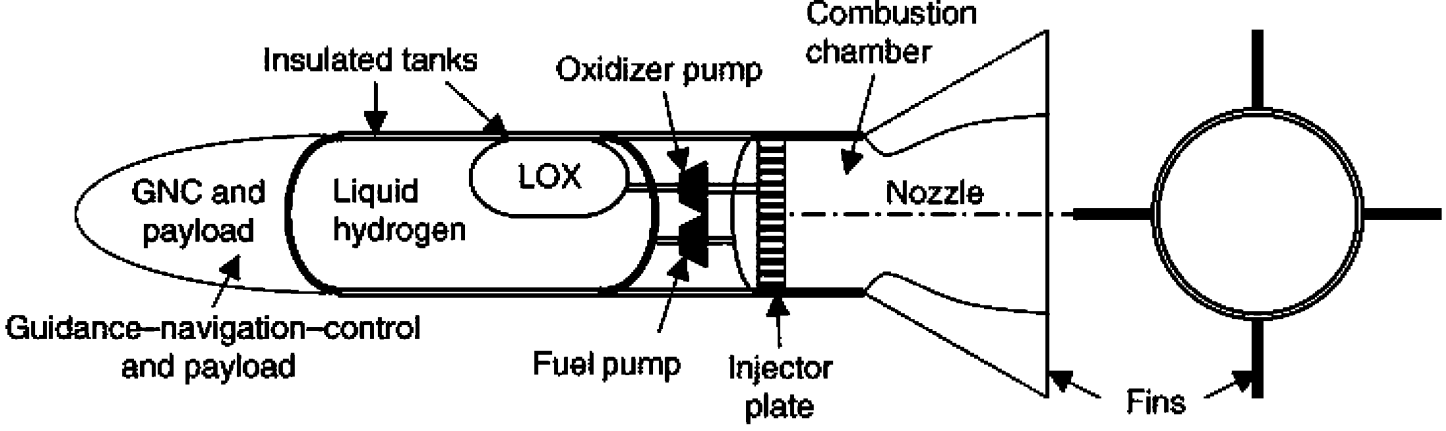
Propulsione a razzo

In figura è mostrato uno schema di razzo a **propellenti liquidi**.



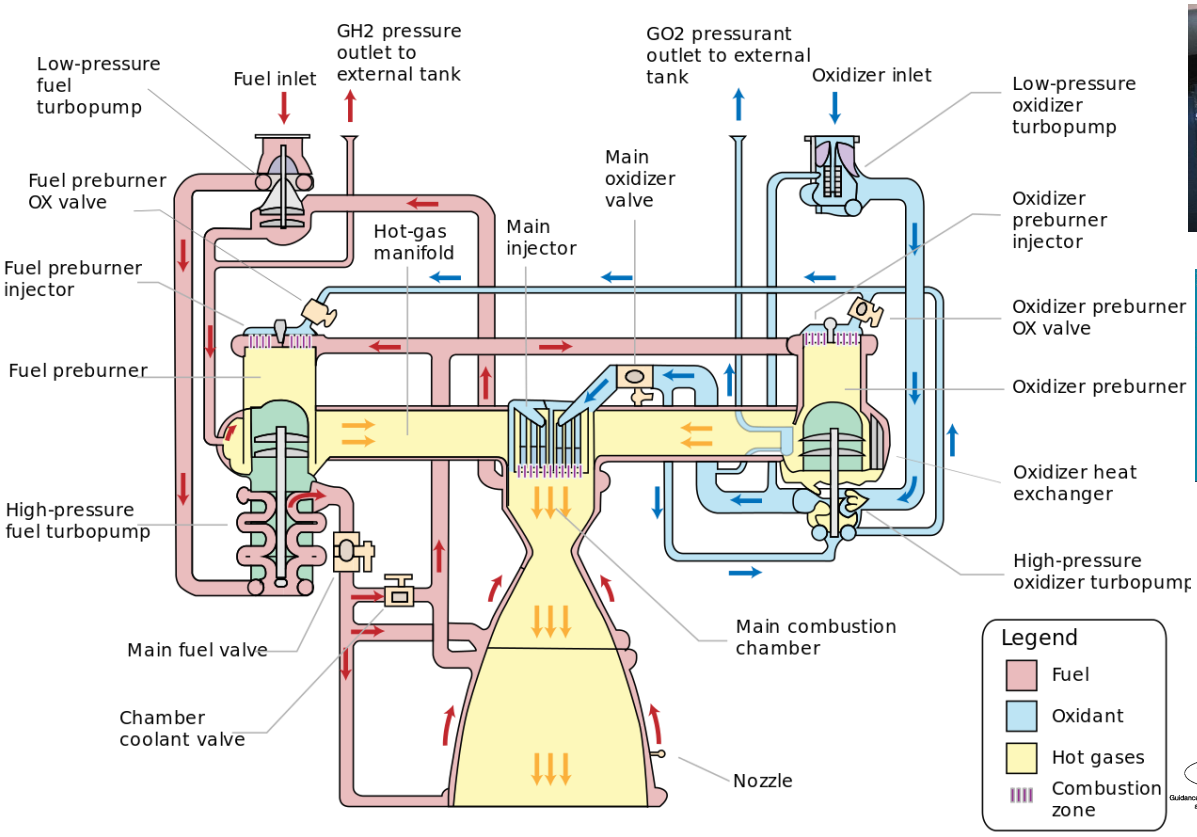


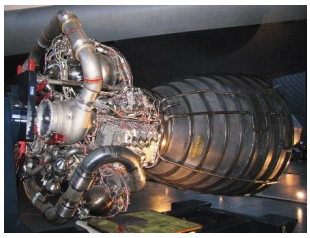


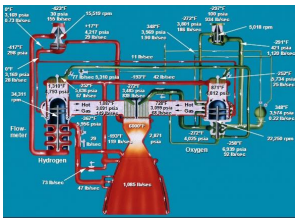


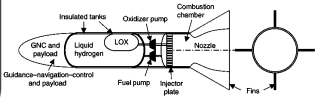
Propulsione a razzo

In figura è mostrato uno schema di razzo a **propellenti liquidi**.



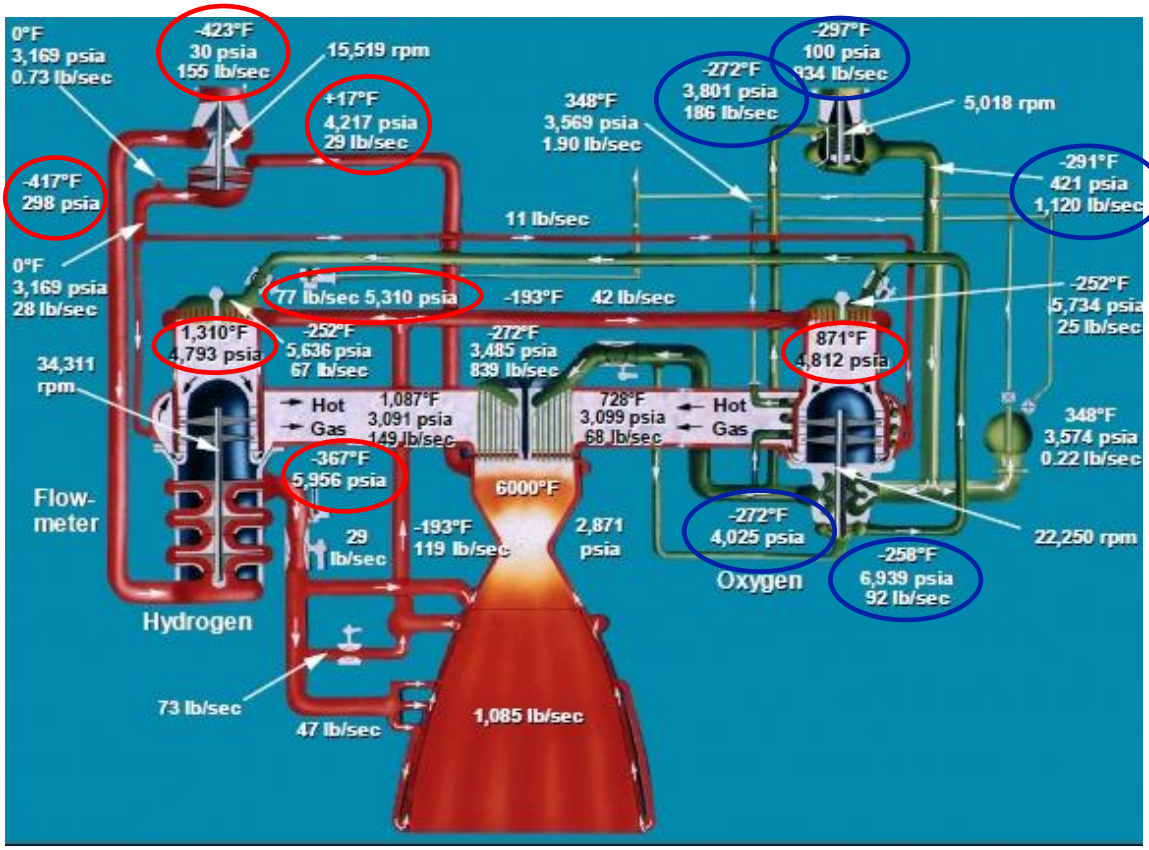


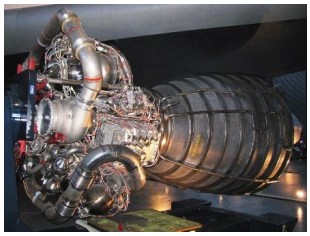


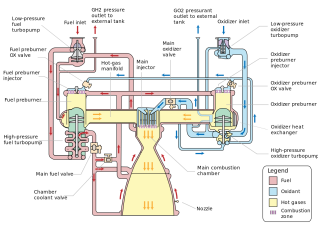


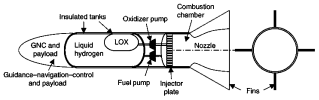
Propulsione a razzo

In figura è mostrato uno schema di razzo a **propellenti liquidi**.



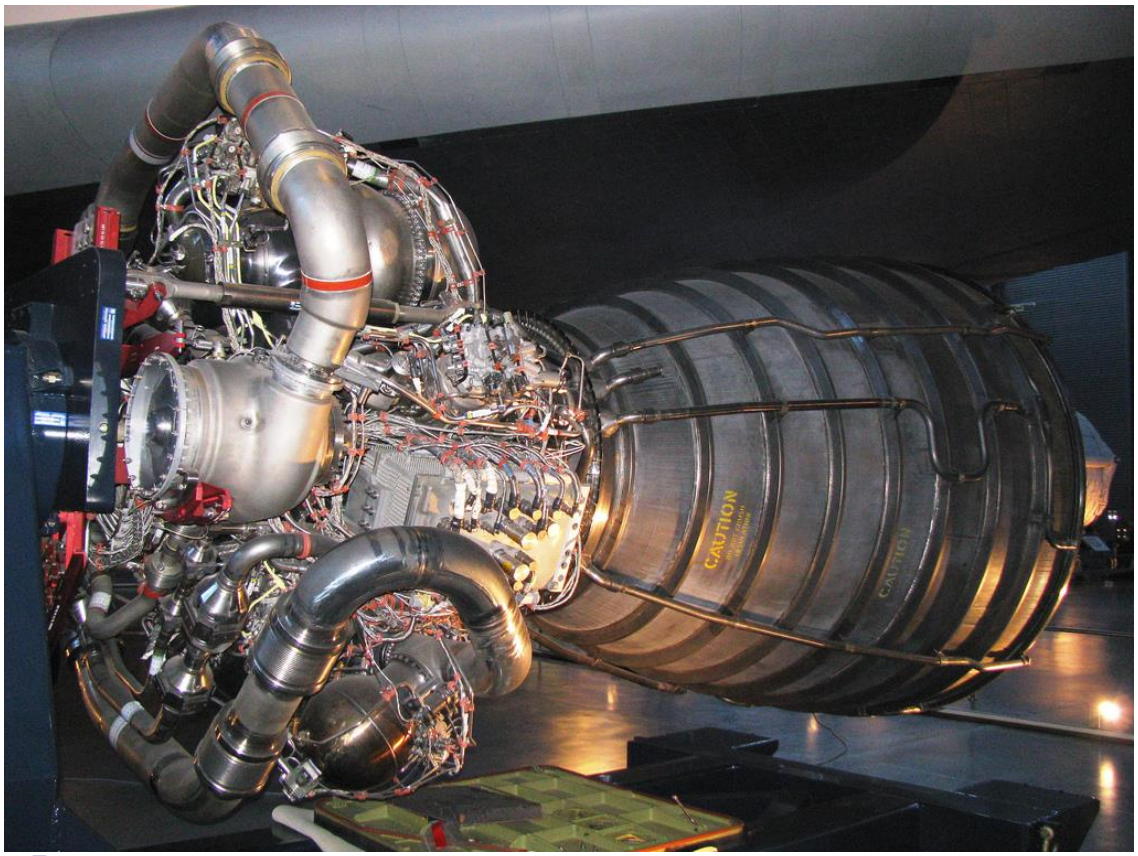


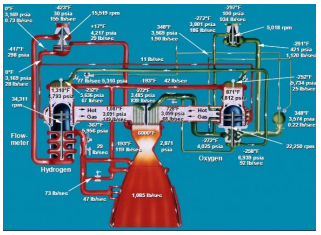


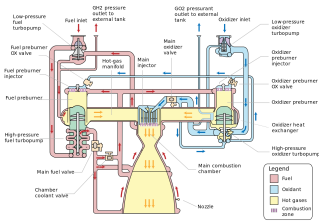


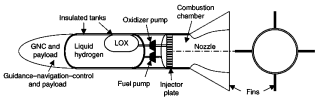
Propulsione a razzo

In figura è mostrato uno schema di razzo a **propellenti liquidi**.



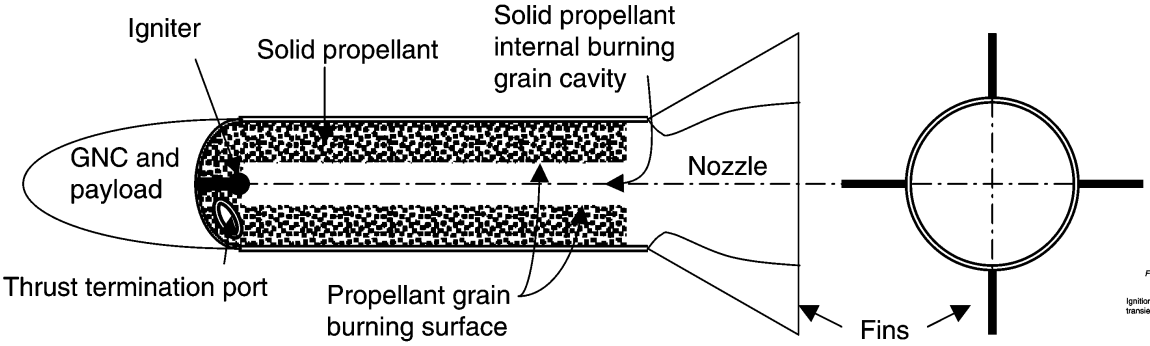


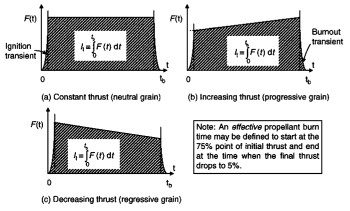


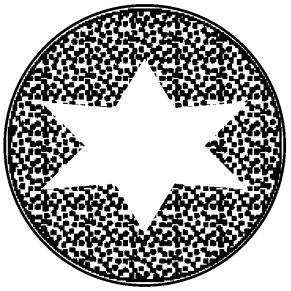


Propulsione a razzo

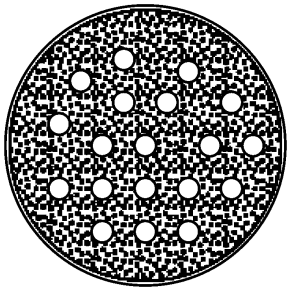
In figura è mostrato uno schema di razzo a **propellenti solidi**.



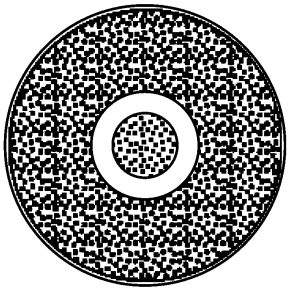




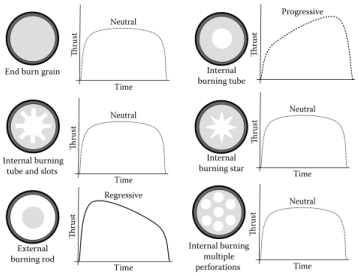
Star
(neutral)



Multiperforated
(progressive–regressive)

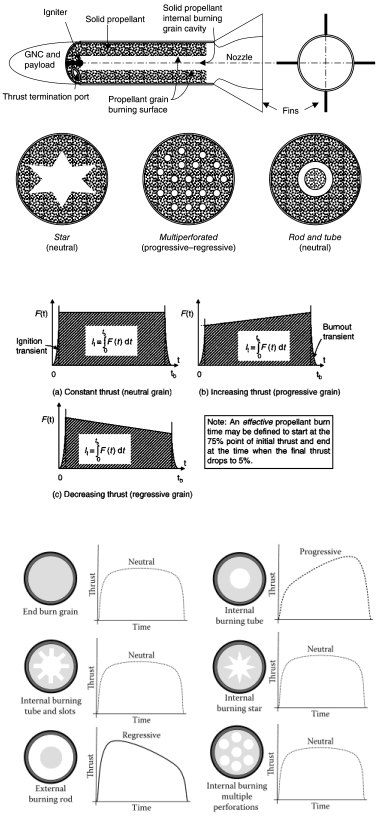


Rod and tube
(neutral)



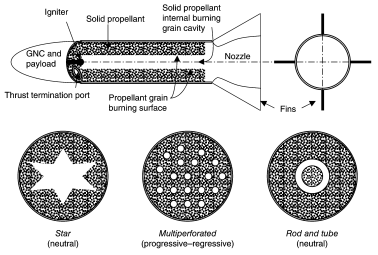
Propulsione a razzo

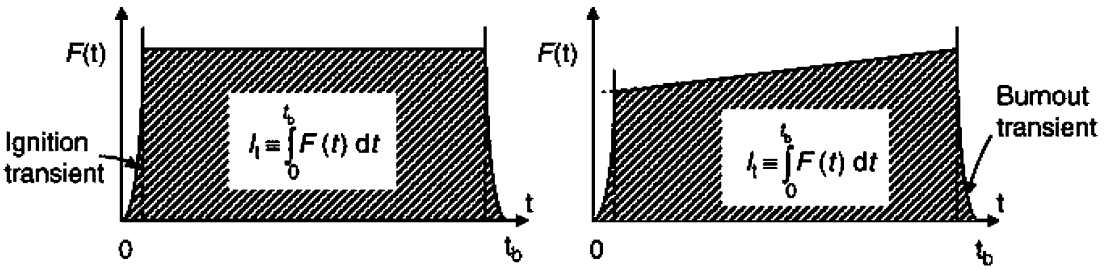
In figura è mostrato uno schema di razzo a **propellenti solidi**.

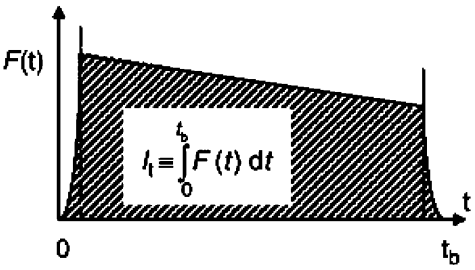


Propulsione a razzo

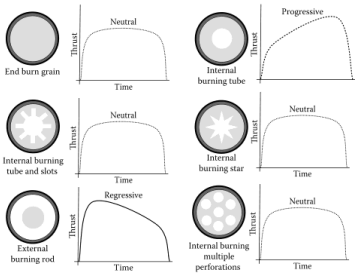
Nei razzi a propellenti **solidi** la **forma** del **grano** può determinare una spinta **decrescente** (**grano regressivo**), **costante** o **crescente** (**grano progressivo**).





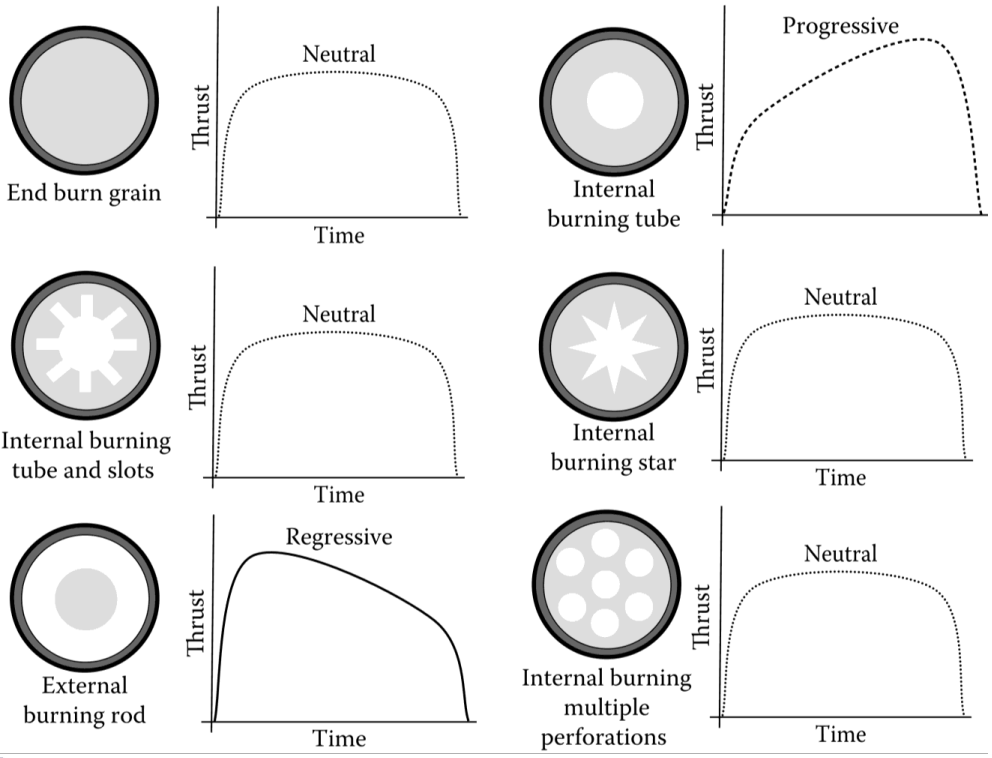


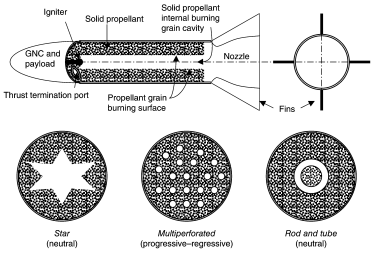
Note: An *effective* propellant burn time may be defined to start at the 75% point of initial thrust and end at the time when the final thrust drops to 5%.

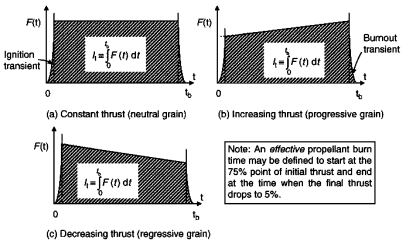


Propulsione a razzo

Nei razzi a propellenti **solidi** la **forma** del **grano** può determinare una spinta **decrescente** (**grano regressivo**), **costante** o **crescente** (**grano progressivo**).

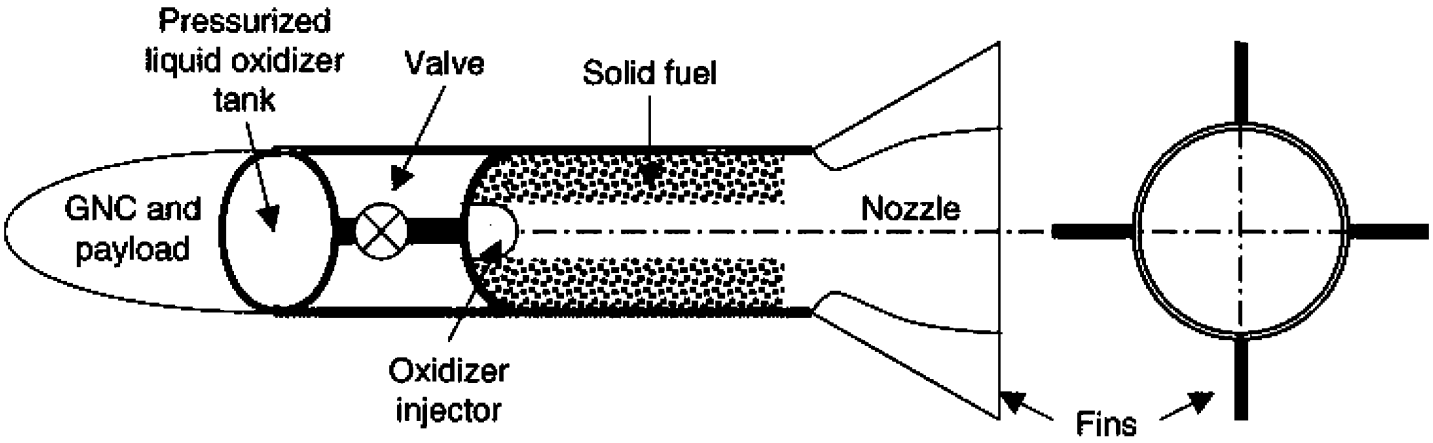




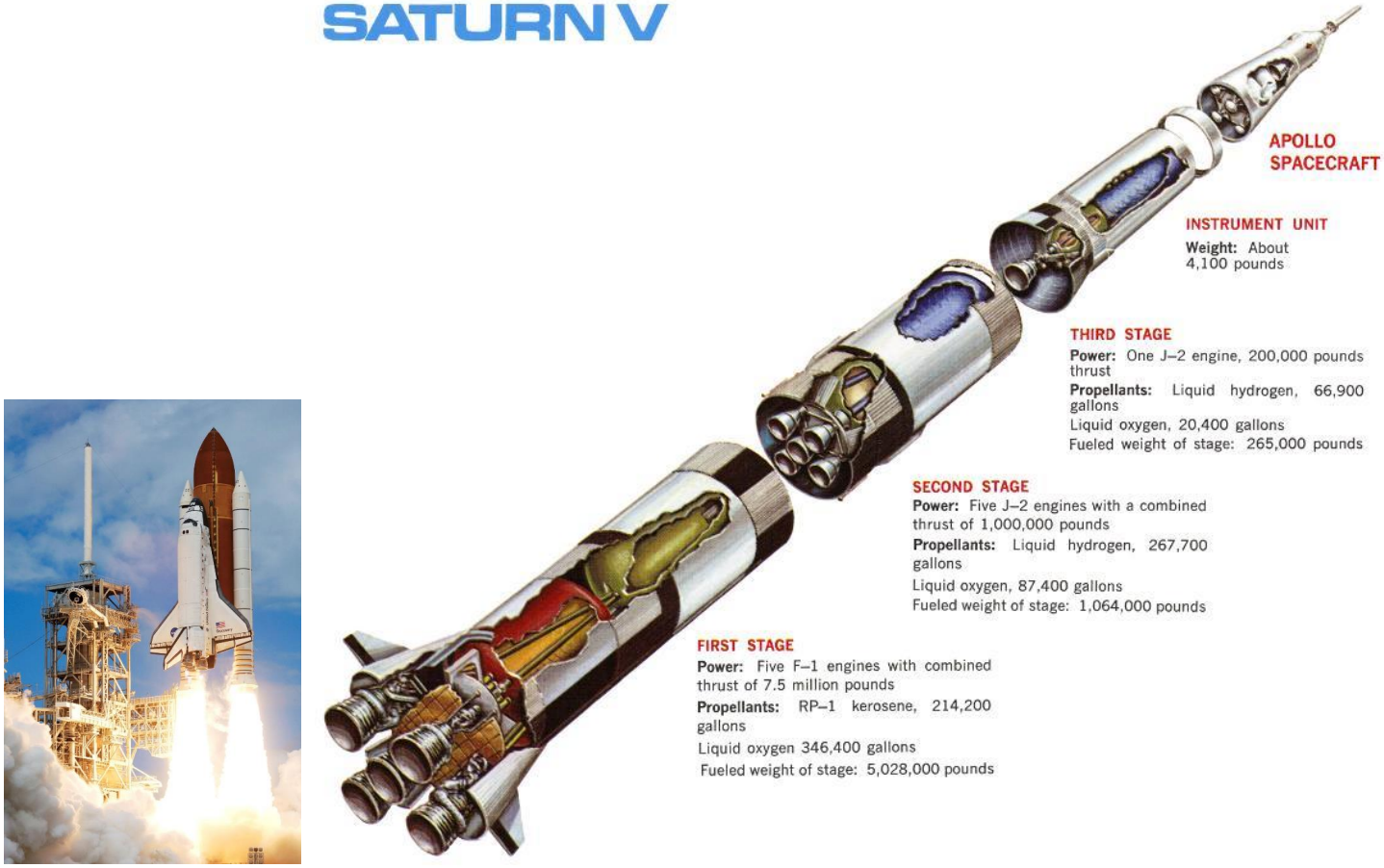


Propulsione a razzo

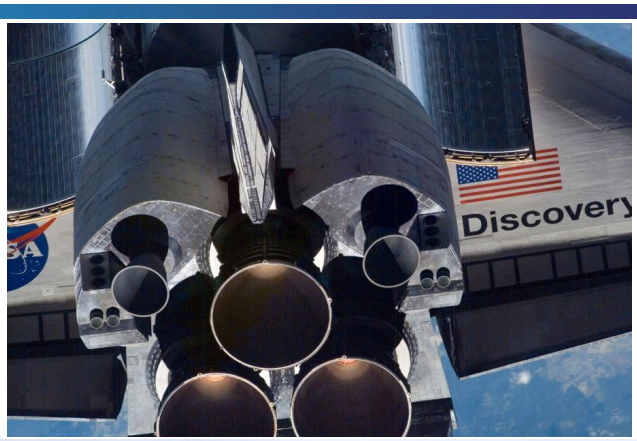
In figura è mostrato uno schema di razzo a **propellenti ibridi**.



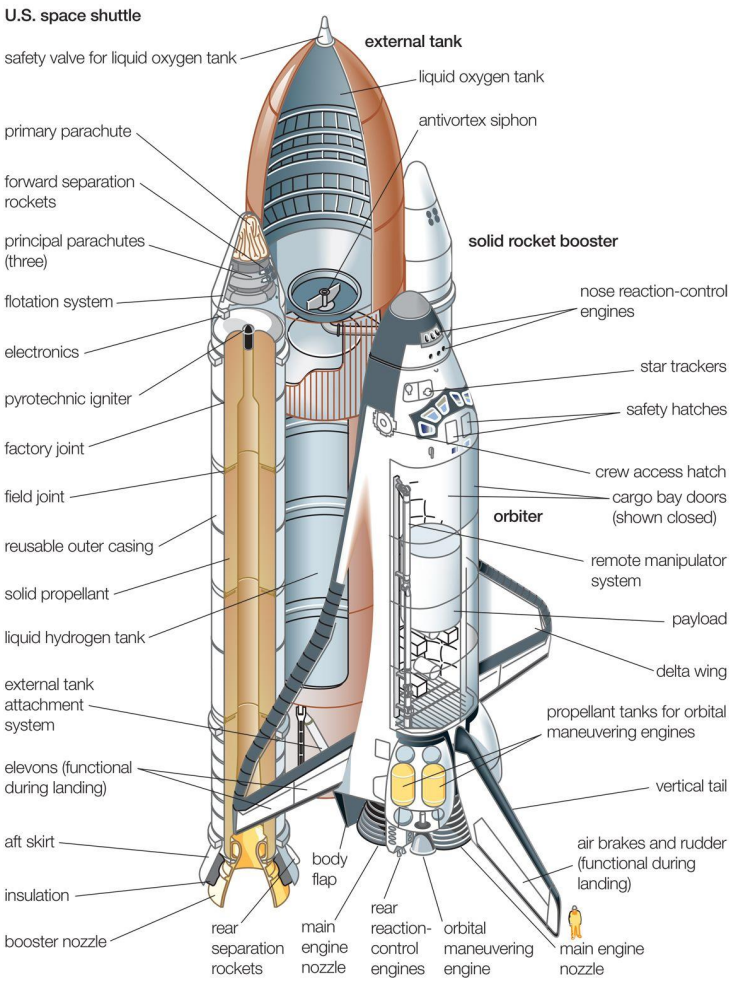
Propulsione a razzo



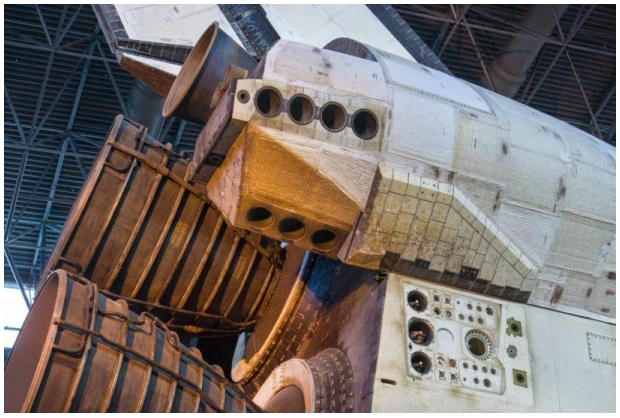
Propulsione a razzo

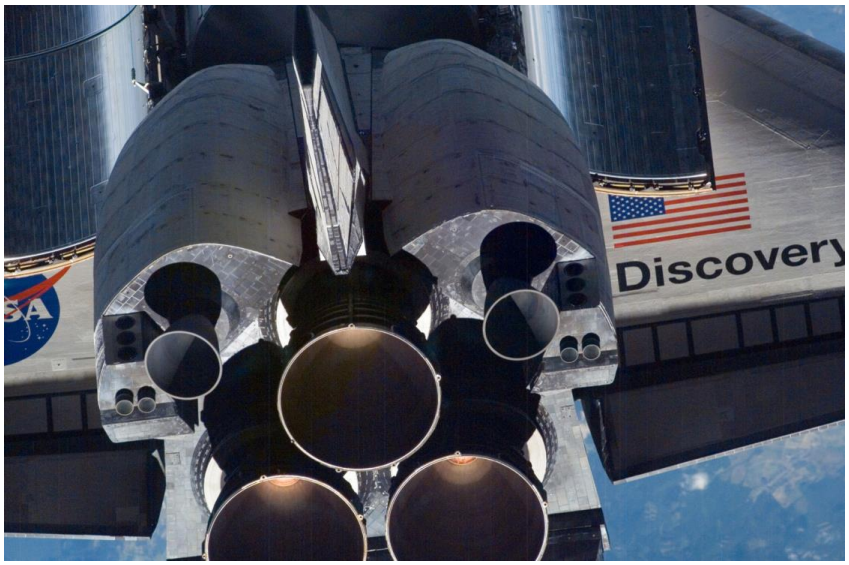


Propulsione a razzo



Propulsione a razzo





Propulsione a razzo

Nella propulsione a razzo intervengono altri **parametri caratteristici**. L'**impulso totale** è definito come:

$$I_t = \int_0^{t_b} F(t)dt$$

dove t_b è il tempo totale di funzionamento. Evidentemente il **peso del combustibile** bruciato è:

$$w_p = g_0 \int_0^{t_b} \dot{m}_p dt$$

ed il **rapporto** fra le due grandezze è **l'impulso specifico**:

$$I_s = \frac{\int_0^{t_b} F(t)dt}{g_0 \int_0^{t_b} \dot{m}_p dt} = \frac{I_t}{w_p} = \frac{I_t}{g m_p}$$

Propulsione a razzo

Un altro parametro molto importante è il **rapporto *MR*** fra la **massa finale** m_{fi} e quella **iniziale** m_0 :

$$MR = \frac{m_{fi}}{m_0}$$

chiaramente la massa del propellente è la differenza fra le due:

$$m_p = m_0 - m_{fi}$$

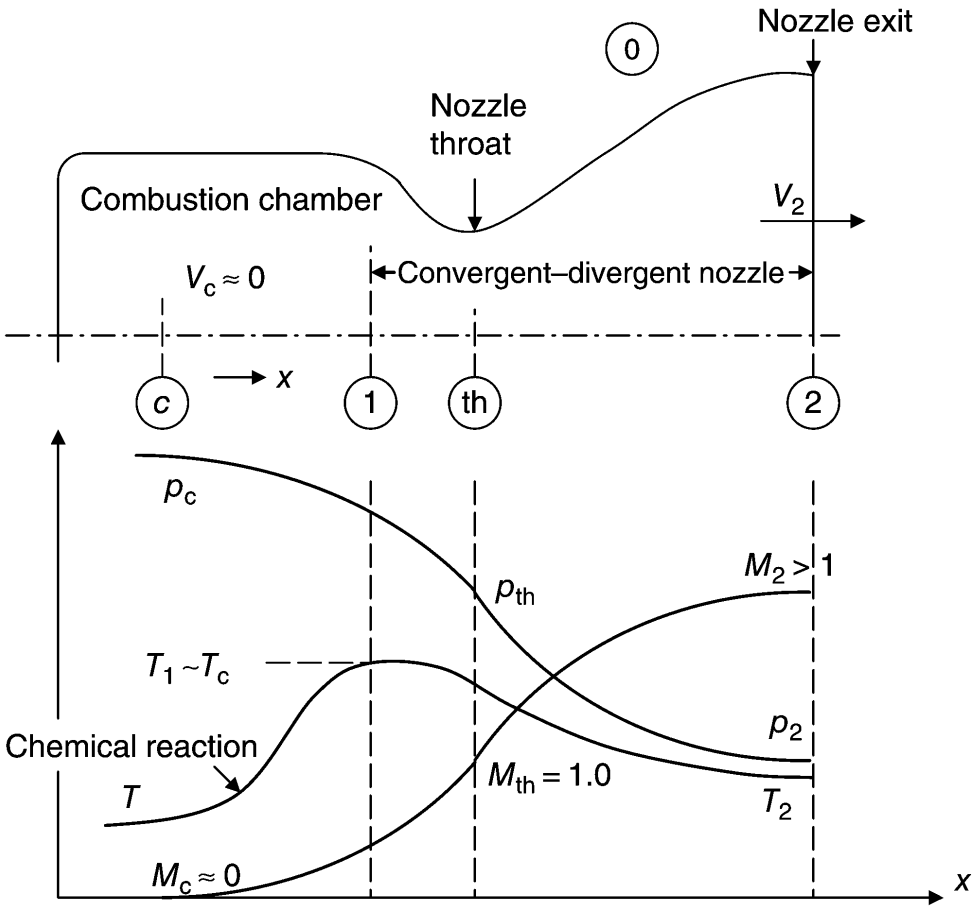
il rapporto:

$$\zeta = \frac{m_p}{m_0} = 1 - MR$$

è detto **frazione in massa del propellente**.

Infine si ricorda la definizione di **velocità equivalente** all'uscita:

$$c = \frac{F}{\dot{m}_p} = g_0 I_s = V_2 + \frac{(p_2 - p_0)A_2}{\dot{m}_p}$$



Il **coefficiente di spinta** è definito come:

$$C_F = \frac{F}{p_c A_{th}} = \frac{\dot{m}_p V_2 + (p_2 - p_0)A_2}{p_c A_{th}}$$

dove **trascurando** le **perdite** di **pressione di ristagno** fra la sezione *c* e quella di gola si ha (inserendo il reciproco del temine in parentesi):

$$\dot{m}_p = \frac{p_c A_{th} \Psi^*}{\sqrt{\gamma R T_c}} = \frac{\gamma p_c A_{th}}{\sqrt{\gamma R T_c}} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{(\gamma+1)}{2(\gamma-1)}} \qquad \Psi = \gamma M \psi^{-\frac{(\gamma+1)}{2(\gamma-1)}}$$

Mentre la **velocità** è:

$$V_2 = \sqrt{2c_p(T_c - T_2)} = \sqrt{2c_p T_c \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_c}\right)^k\right]} \qquad k = \frac{\gamma - 1}{\gamma}$$

Propulsione a razzo

$$\dot{m}_p = \frac{\gamma p_c A_{th}}{\sqrt{\gamma R T_c}} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{(\gamma+1)}{2(\gamma-1)}} \qquad V_2 = \sqrt{2 c_p T_c \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_c}\right)^k\right]}$$

Da cui:

- $\frac{\dot{m}_p V_2}{p_c A_{th}} = \sqrt{2 \frac{\gamma c_p}{R} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{(\gamma+1)}{(\gamma-1)}} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_c}\right)^k\right]} = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{(\gamma+1)}{(\gamma-1)}} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_c}\right)^k\right]}$

e:

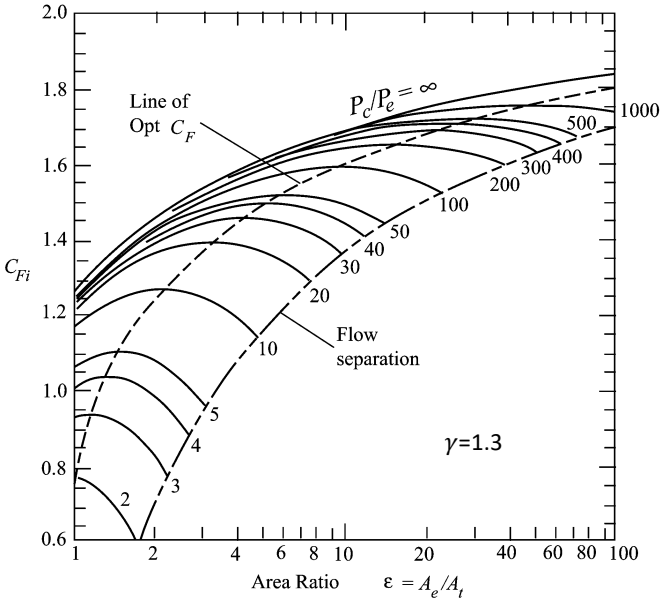
$$C_F = \frac{\dot{m}_p V_2 + (p_2 - p_0) A_2}{p_c A_{th}} =$$

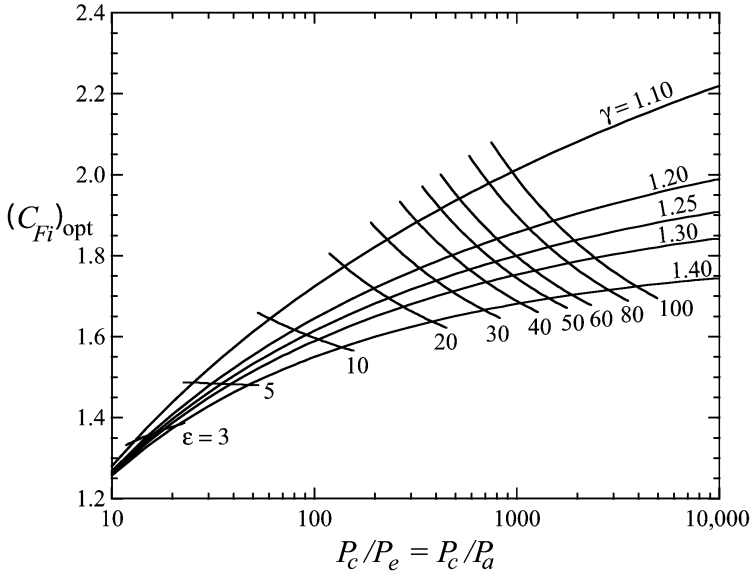
$$= \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{(\gamma+1)}{(\gamma-1)}} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_c}\right)^k\right]} + \frac{(p_2 - p_0)}{p_c} \frac{A_2}{A_{th}}$$

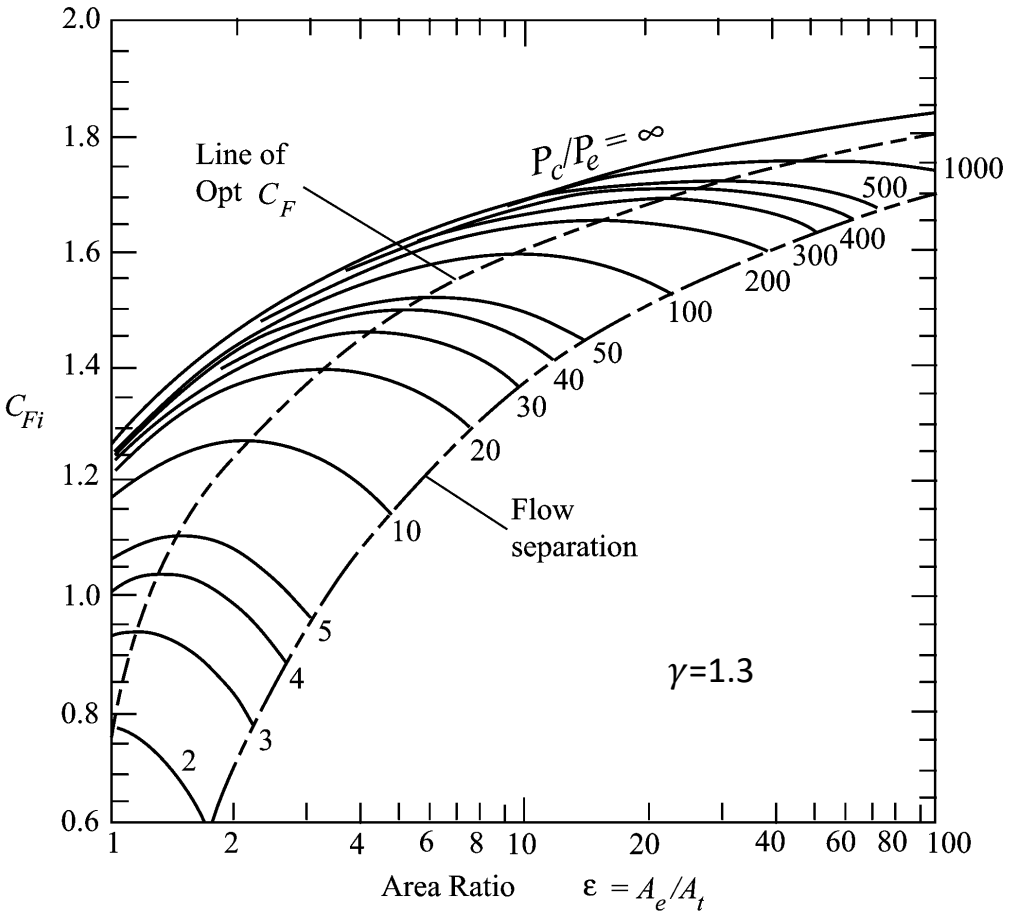
Propulsione a razzo

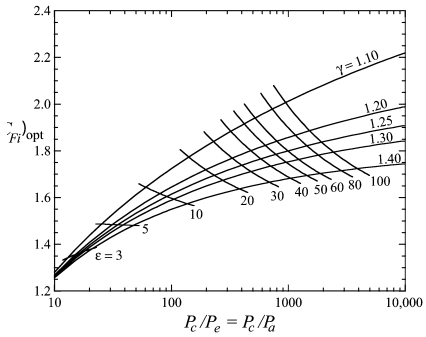
L'ottimo si ha quando l'espansione è corretta:

$$C_{F,\mathrm{Opt}} = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{(\gamma+1)}{(\gamma-1)}} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_c}\right)^k\right]}$$









La **velocità caratteristica** è definita come:

$$c^* = \frac{p_c A_{th}}{\dot{m}_p} = \frac{\sqrt{\gamma R T_c}}{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{(\gamma+1)}{2(\gamma-1)}}}$$

ricordando che $C_F = \frac{F}{p_c A_{th}}$ si ha:

$$F = C_F p_c A_{th} = C_F \dot{m}_p c^* \qquad \rightarrow \qquad c^* = \frac{F}{\dot{m}_p C_F}$$

Inoltre $I_s = \frac{F}{g_0 \dot{m}_p} = \frac{c}{g_0}$ e $c = \frac{F}{\dot{m}_p}$ quindi si ha:

$$c^* = \frac{I_s g_0}{C_F} = \frac{c}{C_F}$$

c^* **dipende** dalla **velocità del suono** in camera di **combustione** e, di conseguenza, dalla temperatura che, a sua volta dipende dalla **miscela** di **combustibile e comburente**.

In tabella sono mostrati per una pressione di 1000*psi* (68.7bar) i valori di **temperatura** e **velocità caratteristica** per alcune miscele di combustibili per **razzi a** propellenti **solidi**.

Oxidizer	Fuel	Chamber temperature (K)	Chamber c^* (m/s)
Ammonium nitrate	11% binder and 7% additive	1282	1209
Ammonium Perchlorate 78–66%	18% organic polymer binder and 4–20% Al	2816	1590
Ammonium Perchlorate 84–68%	12% polymer binder and 4–20% Al	3371	1577

In tabella sono mostrati per una pressione di 1000*psi* (68.7bar) i valori di **temperatura** e **velocità caratteristica** per alcune miscele di combustibili per **razzi** a propellenti **liquidi**.

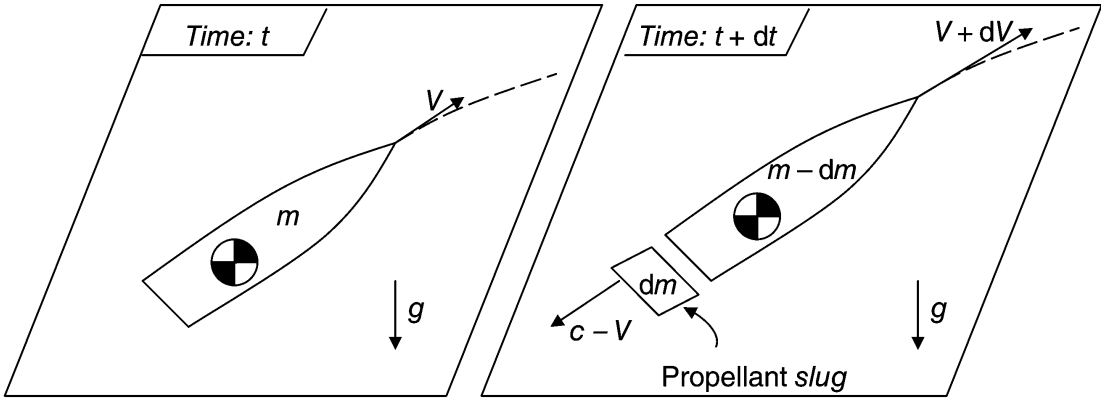
Oxidizer	Fuel	Mixture ratio (Mass)	Chamber temperature (K)	Chamber c^* (m/s)
Oxygen	Methane	3.2	3526	1835
		3.0	3526	1853
	Hydrazine	0.74	3285	1871
		0.90	3404	1892
	Hydrogen	3.40	2959	2428
		4.02	2999	2432
	RP-1	2.24	3571	1774
		2.56	3677	1800
Fluorine	Hydrazine	1.83	4553	2128
		2.30	4713	2208
	Hydrogen	4.54	3080	2534
		7.60	3900	2549

Si vuole ora scrivere le **equazioni del moto** di un razzo. Inizialmente si suppone che il razzo si muova in un **ambiente privo** di **gravita** e di **atmosfera**, in questo caso l'equazione che governa il moto è:

$$m\frac{dV}{dt} = F = \dot{m}_p c = -\frac{dm}{dt}c$$

La stessa equazione può essere ricavata da un bilancio di QM:

$$\frac{dQ}{dt} = \frac{[(m-dm)(V+dV) - dm(c-V)] - mV}{dt} = \frac{mdV - cdm}{dt} = 0$$



$$m\frac{dV}{dt} = -\frac{dm}{dt}c$$

Separando le **variabili** ed integrando si ottiene:

$$\Delta V = -\bar{c}\ln\frac{m_f}{m_0} = \bar{c}\ln\frac{1}{MR}$$

Che è l'equazione del razzo (**equazione** di **Ciolkovskij**).

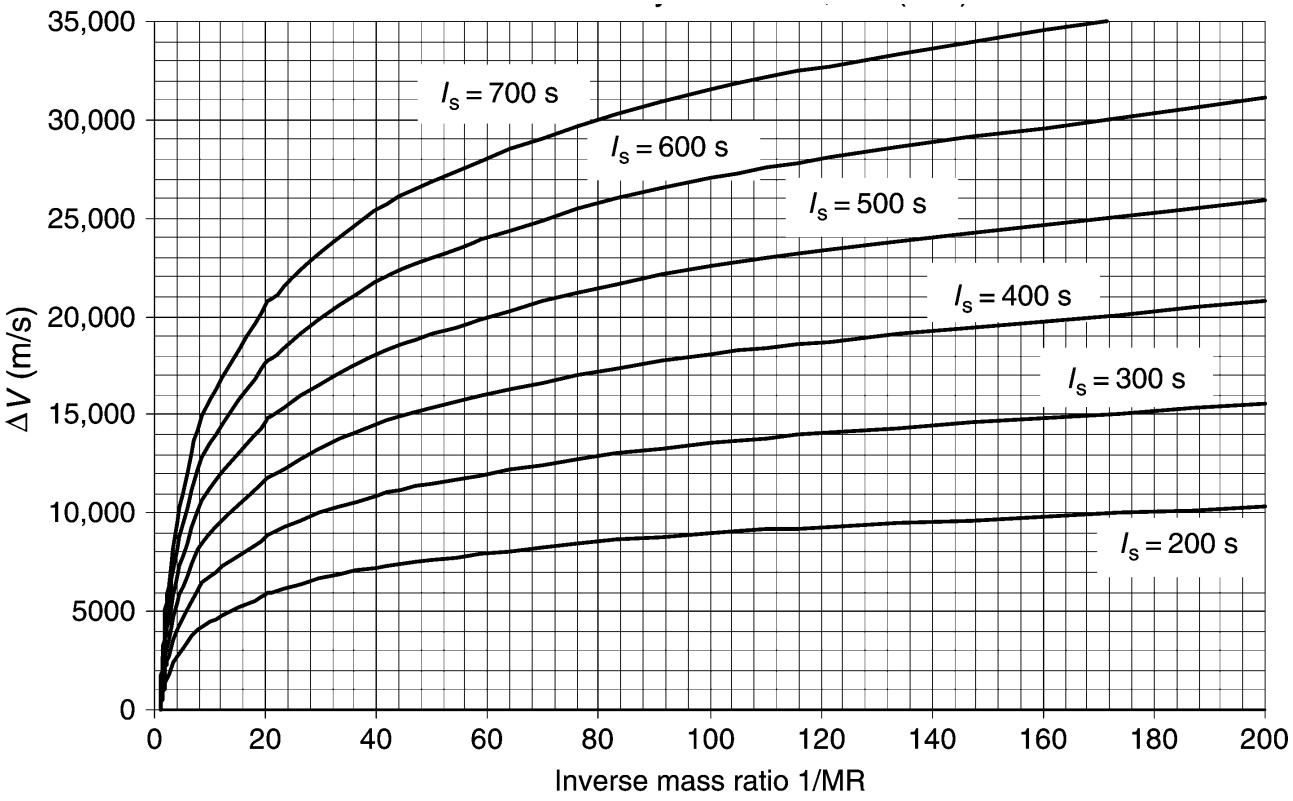
Supponendo di avere un **rapporto** fra le **masse** di 1/20, la differenza di velocità è circa tre volte c. Per un impulso specifico di 400s $I_s = \frac{c}{g_0}$ si ottiene $\Delta V \approx 12\ km/s$.

La relazione precedente può anche essere messa nella forma:

$$\Delta V = g_0\bar{I_s}\ln\frac{1}{MR}$$

Propulsione a razzo

$$\Delta V = g_0 \overline{I_s} \ln \frac{1}{MR}$$



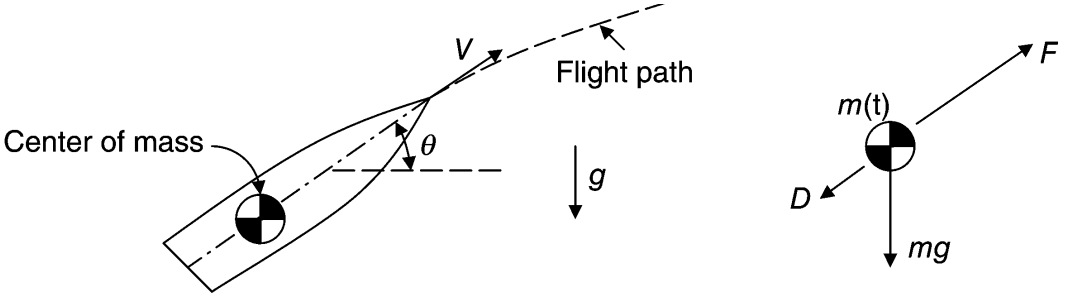
Propulsione a razzo

Inglobando l'effetto della **gravità** l'equazione diventa:

$$m\frac{dV}{dt} = -\frac{dm}{dt}c - mg\sin\theta$$

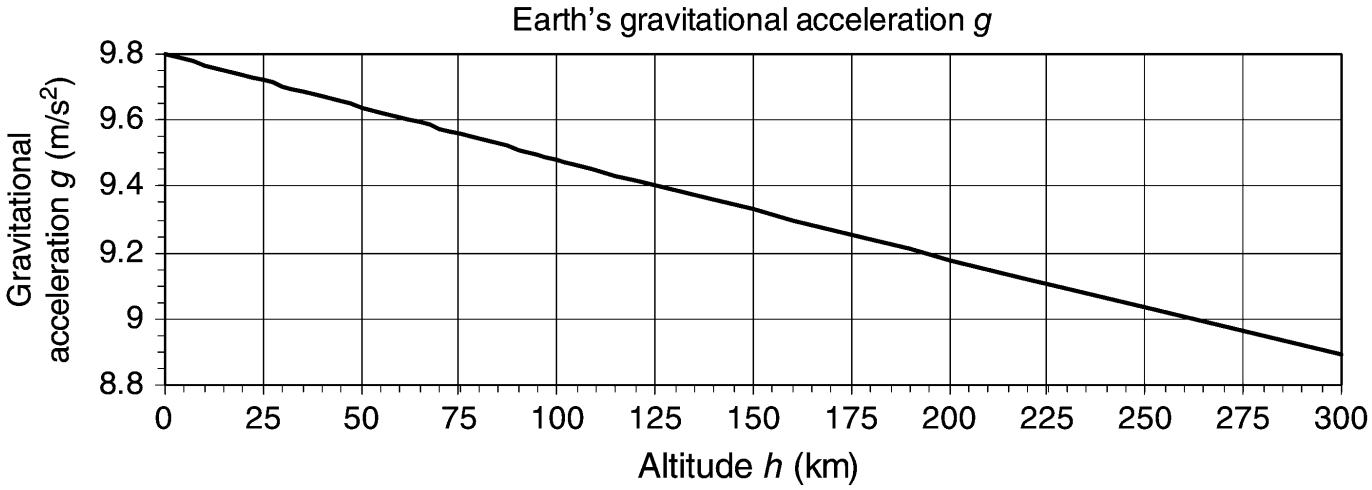
Separando le variabili ed integrando:

$$dV = -\frac{dm}{m}c - g\sin\theta\, dt \qquad \Delta V = -\overline{c}\ln MR - \overline{g\sin\theta}\, t_b$$



L'accelerazione di **gravità** varia con l'altezza, indicando con *R* il raggio terrestre si ha:

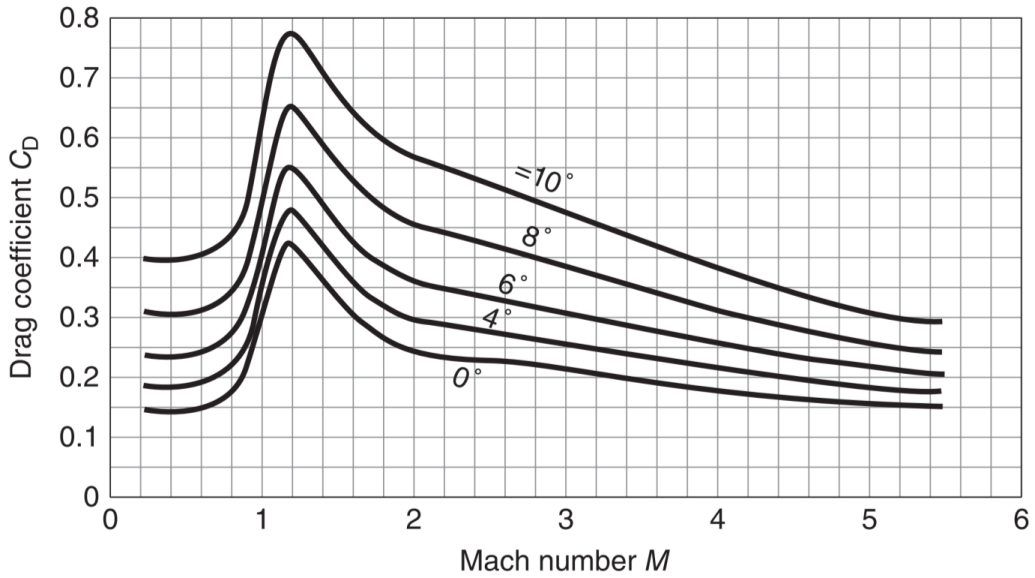
$$g = \frac{g_0}{(1 + h/R)^2} \cong g_0 \left(1 - \frac{2h}{R}\right)$$



Inglobando anche l'effetto della **resistenza** ma **trascurando** la **portanza** l'equazione diventa:

$$m\frac{dV}{dt} = -\frac{dm}{dt}c - C_D\frac{\rho V^2}{2}A_f - mg\sin\theta$$

Come si vede dalla figura per *M* elevato il coefficiente di **resistenza** è quasi **costante**.



Propulsione a razzo

$$m\frac{dV}{dt} = -\frac{dm}{dt}c - C_D\frac{\rho V^2}{2}A_f - mg\sin\theta$$

Di nuovo separando le variabili:

$$dV = -\frac{dm}{m}c - C_D\frac{\rho V^2}{2m}A_f dt - g\sin\theta\, dt$$

Integrando:

$$\Delta V = -\bar{c}\ln MR - \int_0^{t_b} C_D\frac{\rho V^2}{2m}A_f dt - \overline{g\sin\theta}\, t_b$$

dove, **supponendo** una **portata costante**, la massa può essere messa nella forma ($\zeta = \frac{m_p}{m_0} = 1 - MR$):

$$m = m_0 - m_p\frac{t}{t_b} = m_0\left(1 - \frac{t}{t_b}\zeta\right)$$

Propulsione a razzo

$$\Delta V = -\bar{c}\ln MR - \int_0^{t_b} C_D\frac{\rho V^2}{2m}A_f dt - \overline{g\sin\theta}\, t_b$$

$$m = m_0 - m_p\frac{t}{t_b} = m_0\left(1 - \frac{t}{t_b}\zeta\right)$$

Supponendo che la pressione dinamica sia costante ed integrando (con $MR = 1 - \zeta$ e $\bar{c} = g_0\bar{I}_s$):

$$\Delta V = -g_0\bar{I}_s\ln(1-\zeta) - \frac{\rho V^2}{2}\frac{A_f}{m_0}\int_0^{t_b}\frac{C_D}{1-\frac{t}{t_b}\zeta}dt - \overline{g\sin\theta}\, t_b$$

$$\Delta V = -g_0\bar{I}_s\ln(1-\zeta) + \bar{C}_D\frac{\rho V^2}{2}\frac{A_f}{m_0}\frac{t_b}{\zeta}\ln(1-\zeta) - \overline{g\sin\theta}\, t_b$$

Propulsione a razzo

$$\Delta V = -g_0 \bar{I}_s \ln(1-\zeta) + \overline{C}_D \frac{\rho V^2}{2} \frac{A_f}{m_0} \frac{t_b}{\zeta} \ln(1-\zeta) - \overline{g \sin\theta}\, t_b$$

raggruppando ($\zeta = \frac{m_p}{m_0}$):

$$\Delta V = -\ln(1-\zeta) \left[g_0 \bar{I}_s - \overline{C}_D \frac{\rho V^2}{2} \frac{A_f}{m_p} t_b \right] - \overline{g \sin\theta}\, t_b$$

Il logaritmo è negativo quindi **i termini** rappresentano rispettivamente:

- la **spinta propulsiva**;
- la **resistenza aerodinamica,** proporzionale a C_D, alla pressione dinamica, al rapporto fra area frontale e massa di propellente e al tempo;
- la forza di gravità.

Per ridurre la resistenza conviene avere corpi sottili ed affusolati.

Propulsione a razzo

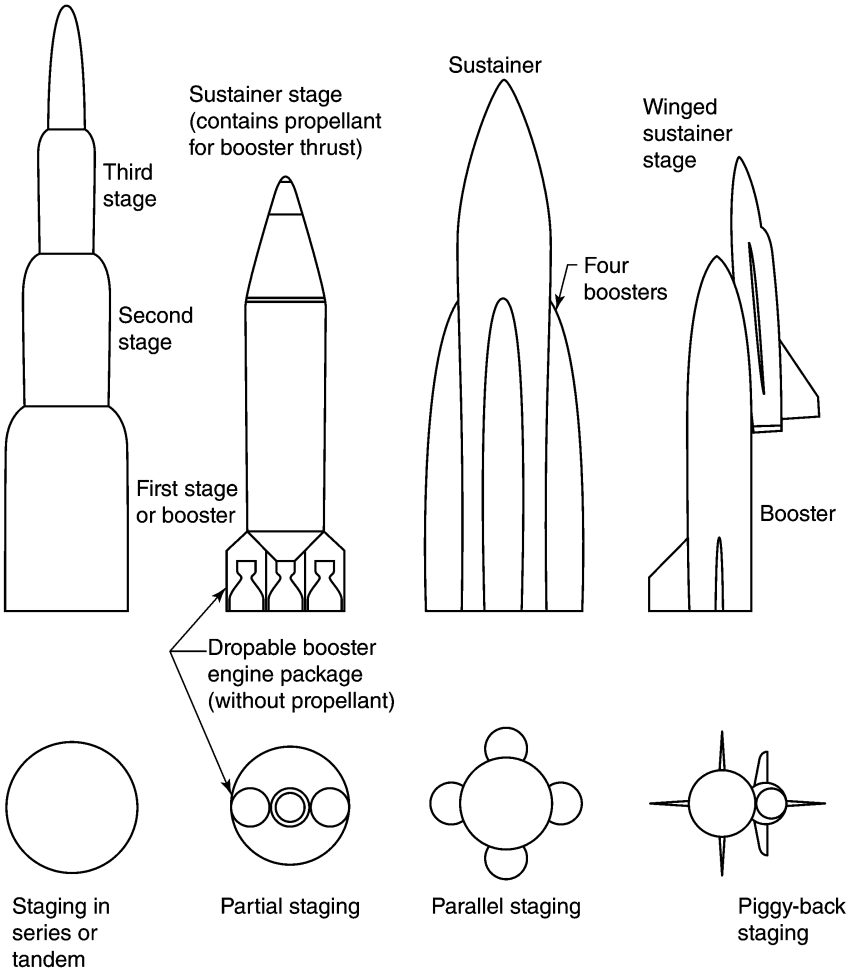
Come noto un razzo **multistadio** permette di raggiungere differenze di velocità maggiori di un singolo razzo.

La **velocità** finale di un razzo multi stadio è la **somma** delle velocità dei **singoli stadi**:

$$\Delta V = \sum_{i=1}^{n} \Delta V_i$$

In assenza di perdite:

$$\Delta V_i = -\overline{c_i} \ln MR_i$$



Propulsione a razzo

$$\Delta V_i = -\overline{c_i} \ln MR_i$$

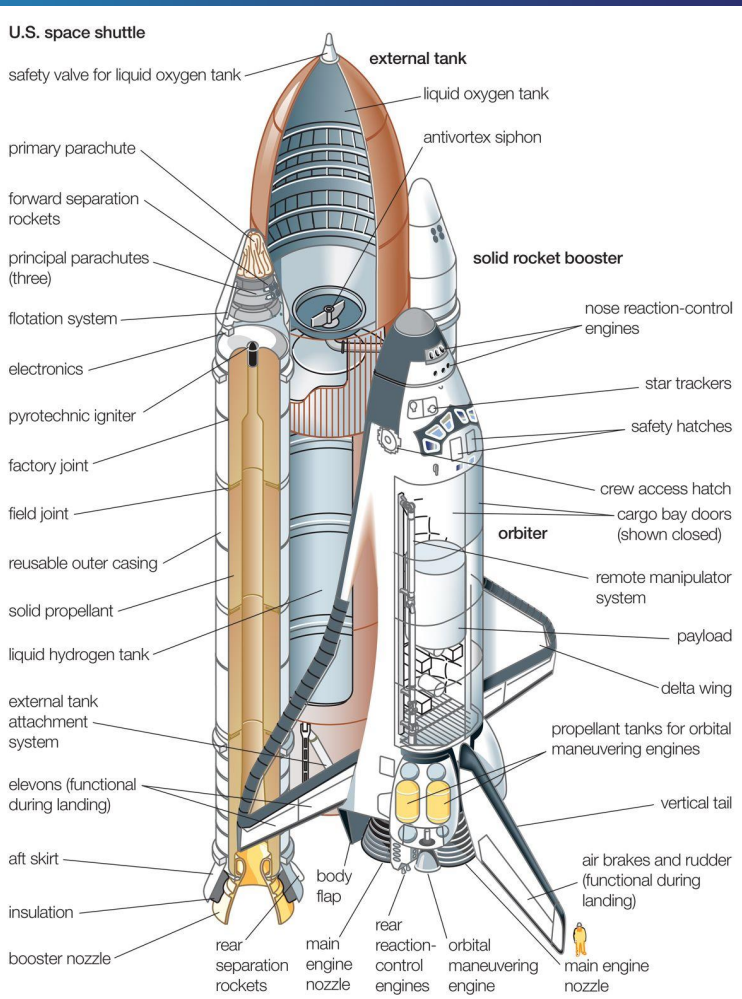
Nell'ipotesi **restrittiva** che le velocità effettive siano le stesse:

$$\Delta V = -\overline{c} \ln \prod MR_i$$

Poiché la massa finale di uno stadio è uguale a quella iniziale dello stadio successivo si ha:

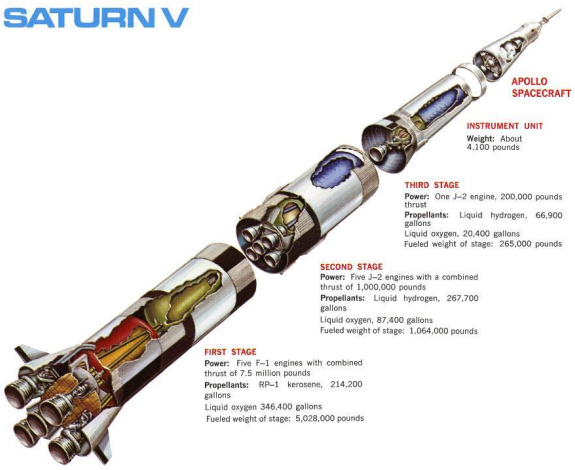
$$\Delta V = -\overline{c} \ln \frac{m_L}{m_0}$$

dove m_L è la **massa del payload**.



Propulsione a razzo

L'utilizzo di un razzo **multistadio** permette di **aumentare** significativamente il rapporto fra le **masse iniziale** e **finale** e di conseguenza la differenza di velocità.



Come già detto il **rendimento propulsivo** di un endoreattore è definito come il rapporto fra la **potenza propulsiva** e la somma della potenza propulsiva con la potenza residua nel getto:

$$\eta_p = \frac{FV}{FV + \dot{m}_p (c - V)^2/2}$$

Ricordando la definizione di spinta equivalente $F_r = \dot{m}_p c$ si ha:

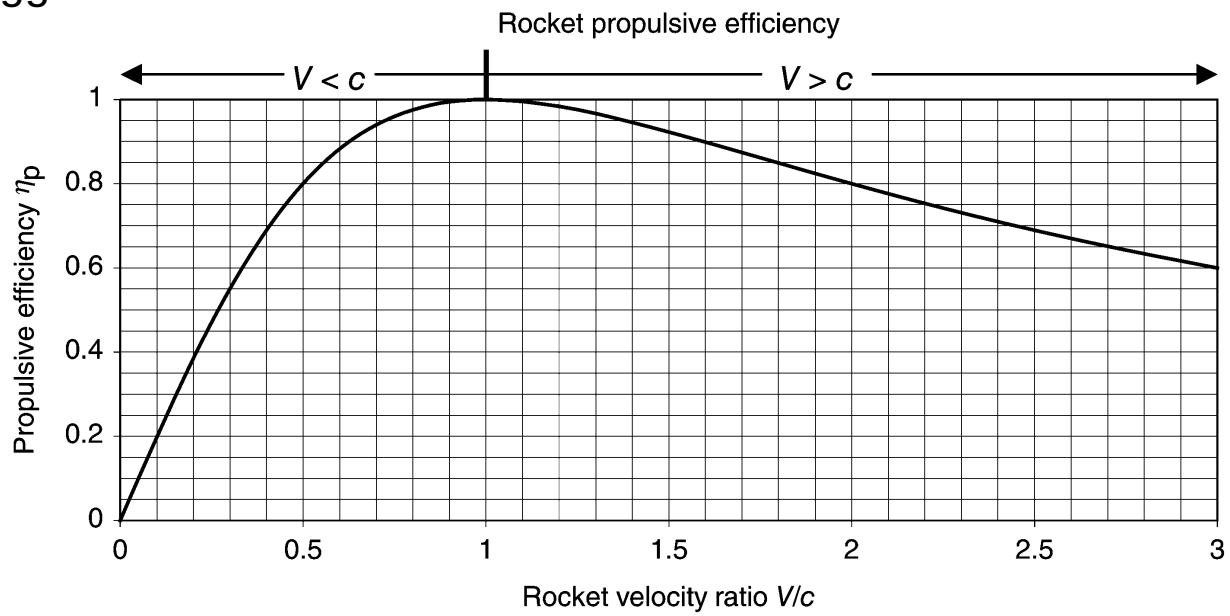
$$\eta_p = \frac{cV}{cV + (c - V)^2/2} = \frac{2cV}{c^2 + V^2} = \frac{2\frac{V}{c}}{1 + \left(\frac{V}{c}\right)^2}$$

Chiaramente negli **endoreattori** il rapporto ***V/c*** può essere anche maggiore di 1.

Propulsione a razzo

$$\eta_p = \frac{cV_0}{cV_0 + (c-V)^2/2} = \frac{2cV_0}{c^2 + V_0^2} = \frac{2\frac{V}{c}}{1 + \left(\frac{V}{c}\right)^2}$$

Chiaramente negli **endoreattori** il rapporto ***V/c*** può essere anche maggiore di 1.



Propulsione a razzo

Il **rendimento globale** è dato dal prodotto dei singoli rendimenti, per gli **esoreattori**:

$$\eta_0 = \eta_p \eta_{th} = \frac{F_i V}{\dot{m}_f Q_R}$$

Mentre per gli **endoreattori**:

$$\eta_0 = \frac{F_i V}{\dot{m}_p Q_R + \dot{m}_p (v_{inj}^2)/2} \cong \frac{cV}{Q_R}$$

dove il secondo membro è l'energia cinetica agli **iniettori**.

Propulsione a razzo

La *camera di spinta* (**thrust chamber**) di un razzo a propellenti **liquidi** è composta dagli **iniettori**, dalla **camera di combustione** e dall'**ugello**. A causa delle alte temperature, raggiunte nella combustione, è necessario **raffreddare** la camera attivamente .

Per raffreddare normalmente si utilizzano i **propellenti** stessi sfruttando anche il **calore di evaporazione**. In quest'ottica i propellenti criogenici (e.g. H_2 e O_2) partendo da temperature molto basse permettono di avere un raffreddamento più efficace. Chiaramente la **vaporizzazione** e **pre-riscaldamento** dei propellenti migliora anche il rendimento di combustione.

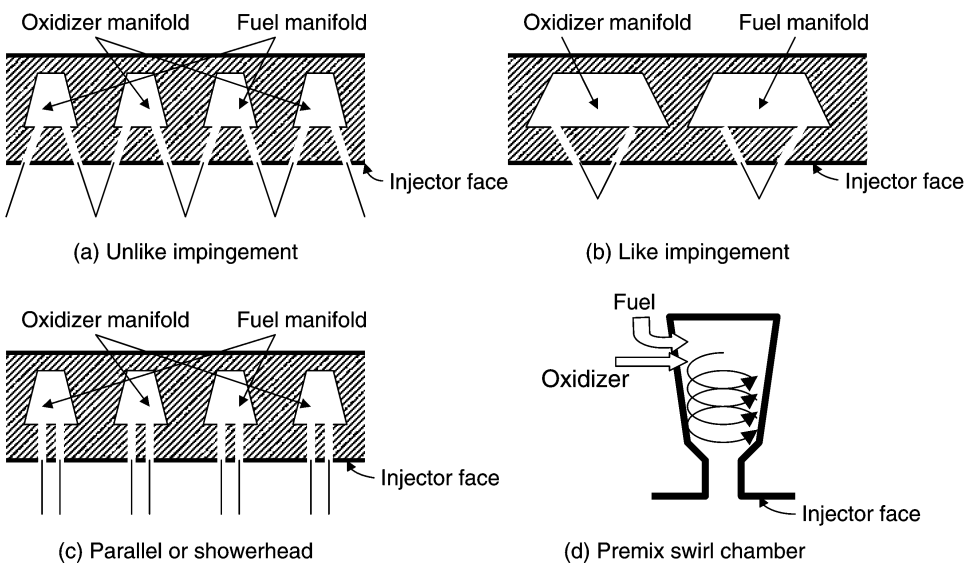
Nel caso di razzi a propellenti **solidi** non è possibile utilizzare un raffreddamento attivo, quindi si devono utilizzare dei **materiali isolanti** e sistemi a multi camera. Normalmente il **periodo di funzionamento** di un razzo a solidi è limitato ad un **paio di minuti**

Propulsione a razzo

Nei razzi a propellenti **liquidi** Il progetto della **piastra di iniettori** è critico per mantenere una **combustione stabile** ed efficiente. Normalmente si riesce a stabilizzare la combustione con una **perdita di carico** significativa (circa del 20%) negli iniettori. In questo modo si riesce a **disaccoppiare** le **oscillazioni di pressione** nella camera di combustione da quelle nel sistema di alimentazione.

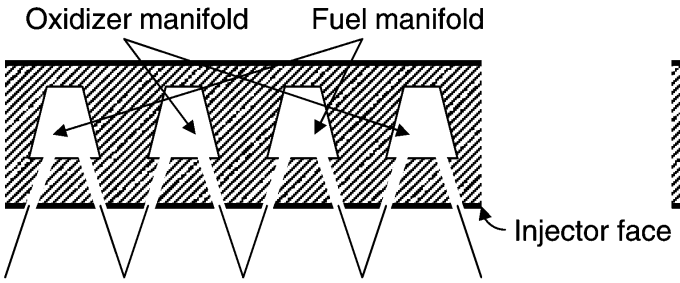
Gli **iniettori** devono produrre un **perfetto miscelamento** fra l'ossidante ed il combustibile.

Esistono vari tipi di iniettori, alcuni sono mostrati in figura.

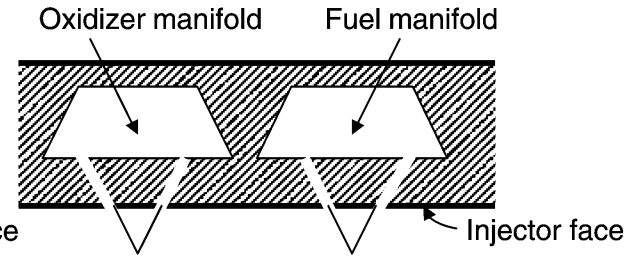


Propulsione a razzo

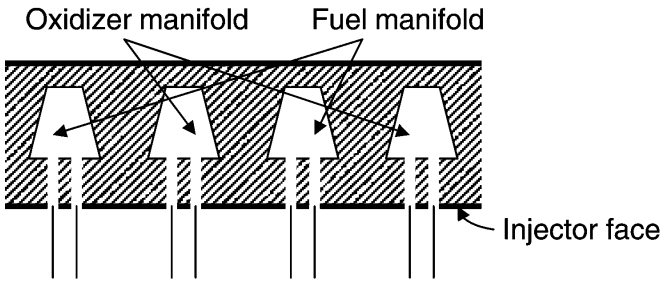
Sia il progetto che la realizzazione dei **fori** devono **permettere** non solo un **buon miscelamento** ma anche la formazione della fiamma alla **giusta distanza**, permettendo di limitare il raffreddamento delle pareti.



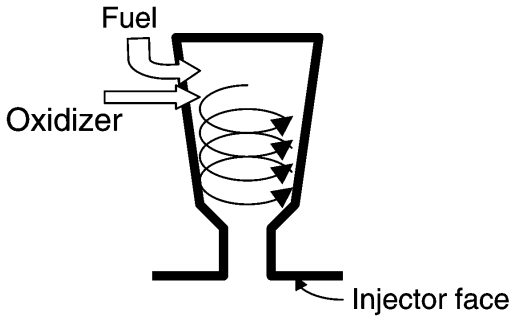
(a) Unlike impingement



(b) Like impingement



(c) Parallel or showerhead



(d) Premix swirl chamber

Propulsione a razzo

Per il **dimensionamento** degli **orifizi** si può utilizzare l'equazione di **Bernoulli corretta**, per le **perdite di carico**, con un coefficiente d'efflusso C_d:

$$v_f = C_{df}\sqrt{\frac{2\Delta p_f}{\rho_f}} \qquad v_o = C_{do}\sqrt{\frac{2\Delta p_o}{\rho_o}}$$

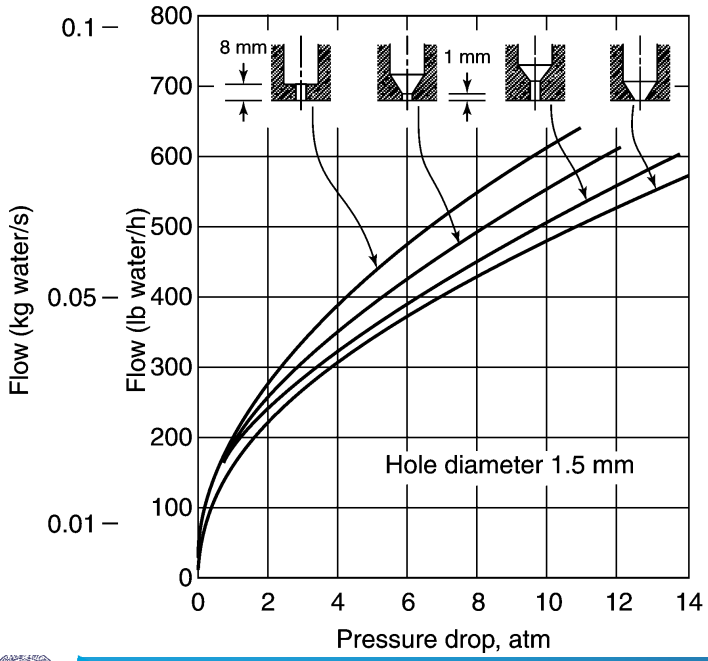
Il rapporto *r* fra le portate anche detto **rapporto di miscelamento** è:

$$r = \frac{\dot{m}_o}{\dot{m}_f} = \frac{\rho_o v_o A_o}{\rho_f v_f A_f} = \frac{A_o C_{do}\sqrt{2\rho_o \Delta p_o}}{A_f C_{df}\sqrt{2\rho_f \Delta p_f}} = \frac{A_o}{A_f}\frac{C_{do}}{C_{df}}\sqrt{\frac{\rho_o}{\rho_f}\frac{\Delta p_o}{\Delta p_f}}$$

Come noto un rapporto vicino a quello stechiometrico produce la massima temperatura. Se il combustibile è ricco di **idrogeno** spesso si preferisce utilizzare *r* **inferiore** a quello **stechiometrico** per ridurre il peso molecolare dei prodotti ed **aumentare l'impulso specifico**.

Propulsione a razzo

In figura è mostrato il coefficiente d'efflusso per vari iniettori.



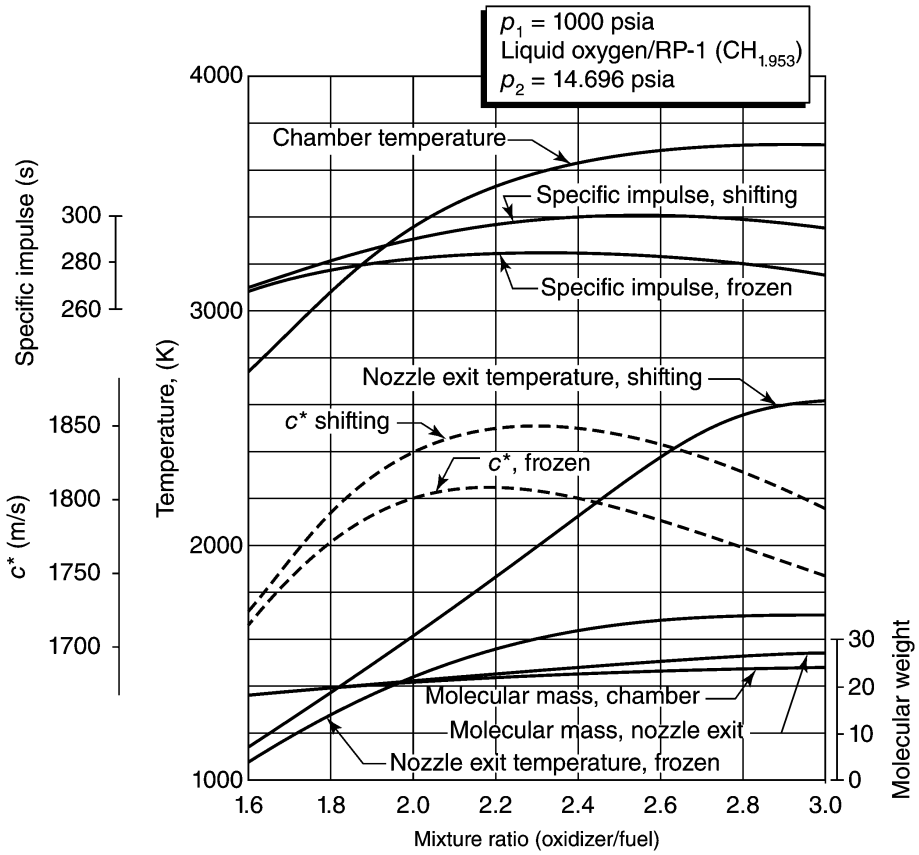
Orifice type	Diagram	Diameter (mm)	Discharge coefficient
Sharp-edged orifice		Above 2.5 Below 2.5	0.61 0.65 approx.
Short-tube with rounded entrance $L/D > 3.0$		1.00 1.57 1.00 (with $L/D \sim 1.0$)	0.88 0.90 0.70
Short tube with conical entrance		0.50 1.00 1.57 2.54 3.18	0.7 0.82 0.76 0.84–0.80 0.84–0.78
Short tube with spiral effect		1.0–6.4	0.2–0.55
Sharp-edged cone		1.00 1.57	0.70–0.69 0.72

Propulsione a razzo

Un combustibile a ricco contenuto di idrogeno ma molto più **stabile** è noto come **RP-1**.

In figura sono mostrate alcune caratteristiche della combustione con ossigeno.

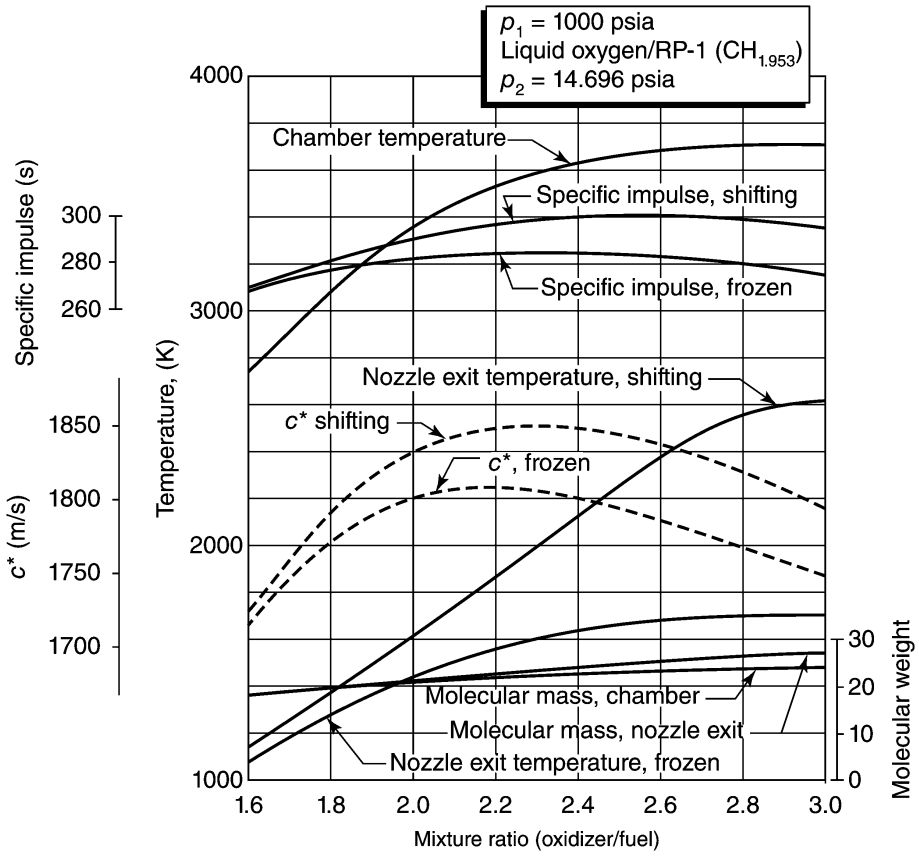
Si nota che ci sono due insiemi, in quello congelato (**frozen**) si suppone che non ci siano variazioni della composizione chimica a causa dell'espansione nell'ugello.



Propulsione a razzo

Nell secondo (shifting) si considerano eventuali reazioni chimiche anche nell'ugello.

In entrambi i casi si nota uno **spostamento** della posizione del **massimo dell'impulso specifico** verso **sinistra** rispetto al **massimo** della **temperatura**.



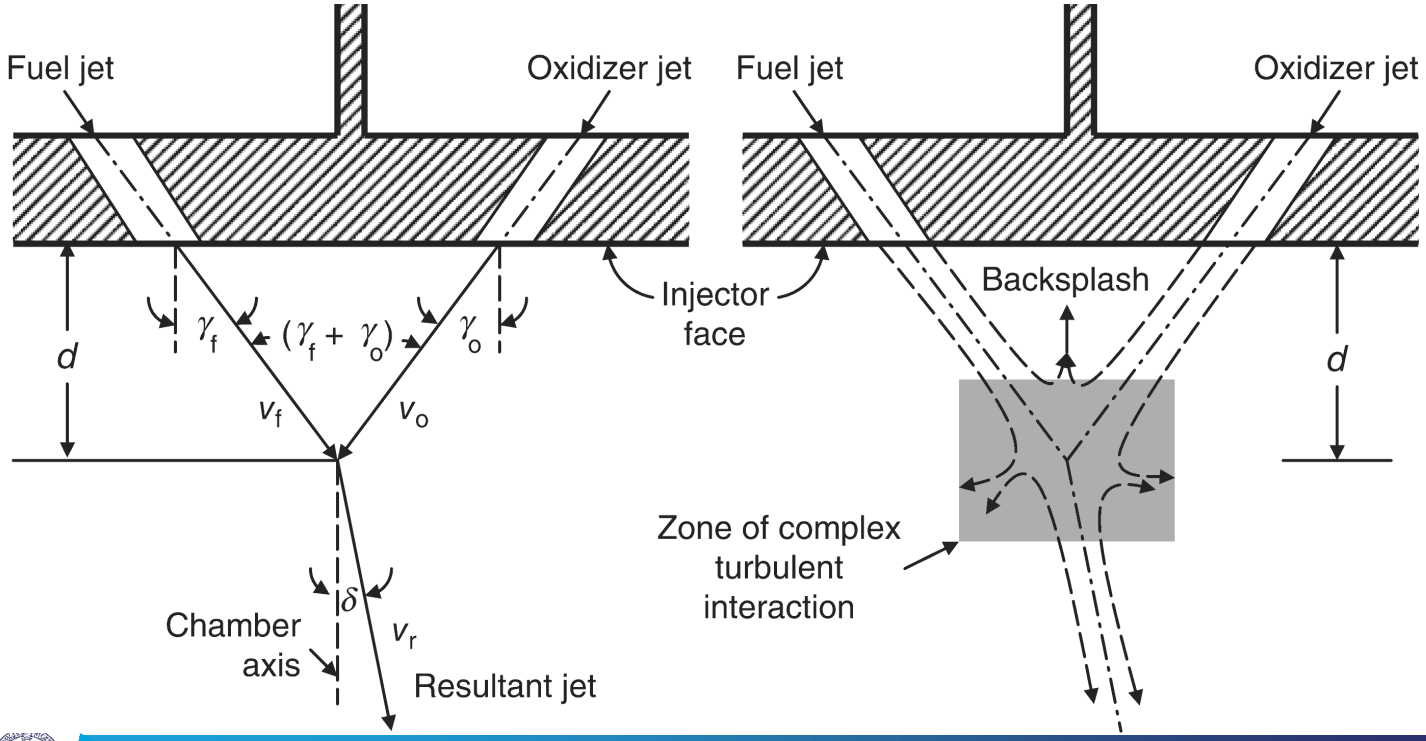
Propulsione a razzo

Oxidizer	Fuel	Mixture ratio By mass	Mixture ratio By volume	Chamber temperature, K	C^*, m/s	M, kg/mol	I_{sp}, s	γ
Oxygen:	75% Ethyl alcohol	1.30	0.98	3177	1641	23.4	267	1.22
		1.43	1.08	3230	1670	24.1	279	
	Hydrazine	0.74	0.66	3285	1871	18.3	301	1.25
		0.90	0.80	3404	1892	19.3	313	
	Hydrogen	3.40	0.21	2959	2428	8.9	387	1.26
		4.02	0.25	2999	2432	10.0	390	
	RP-1	2.24	1.59	3571	1774	21.9	286	1.24
		2.56	1.82	3677	1800	23.3	300	
	UDMH	1.39	0.96	3542	1835	19.8	295	1.25
		1.65	1.14	3594	1864	21.3	310	
Fluorine:	Hydrazine	1.83	1.22	4553	2128	18.5	334	1.33
		2.30	1.54	4713	2208	19.4	363	
	Hydrogen	4.54	0.21	3080	2534	8.9	398	1.33
		7.60	0.35	3900	2549	11.8	410	
Nitrogen tetroxide:	Hydrazine	1.08	0.75	3258	1765	19.5	283	1.26
		1.34	0.93	3152	1782	20.9	292	
	50% UDMH 50% hydrazine	1.62	1.01	3242	1652	21.0	278	1.24
		2.00	1.24	3372	1711	22.6	288	
Red fuming nitric acid (15% NO_2):	RP-1	4.10	2.12	3175	1594	24.6	258	1.22
		4.80	2.48	3230	1609	25.8	268	
	50% UDMH-50% hydrazine	1.73	1.00	2997	1682	20.6	272	1.22
		2.20	1.26	3172	1701	22.4	279	

[a]Conditions: $P_c = 1000$ psia, $P_e = 14.7$ psia, optimum nozzle expansion ratio, and frozen flow through nozzle.
[b]For every propellant combination, there are two sets of values listed: the upper line refers to frozen flow through the nozzle, the lower line to equilibrium flow through the nozzle.

Propulsione a razzo

Per determinare la **direzione** del **getto** dopo l'urto, si può, in prima approssimazione, fare un bilancio di QM. In realtà, come mostrato a destra la fenomenologia è più complessa.



Propulsione a razzo

Per determinare la **direzione** del **getto** dopo l'urto, si può, in prima approssimazione, fare un bilancio di QM. In realtà, come mostrato a destra la fenomenologia è più complessa.

In direzione **assiale**:

$$\dot{m}_f v_f \cos\gamma_f + \dot{m}_o v_o \cos\gamma_o = \dot{m}_r v_r \cos\delta$$

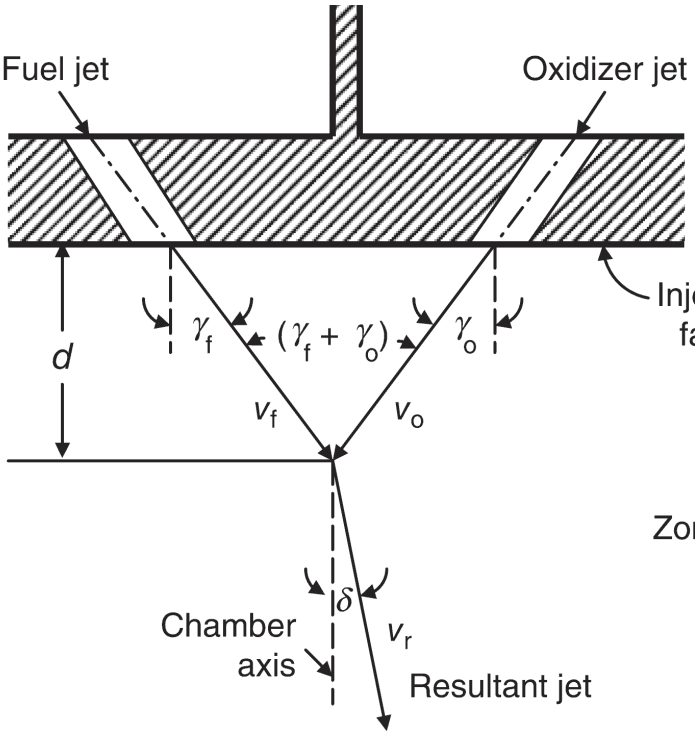
mentre in direzione **radiale**:

$$\dot{m}_f v_f \sin\gamma_f - \dot{m}_o v_o \sin\gamma_o = \dot{m}_r v_r \sin\delta$$

facendo il rapporto si ha:

$$\tan\delta = \frac{\dot{m}_f v_f \sin\gamma_f - \dot{m}_o v_o \sin\gamma_o}{\dot{m}_f v_f \cos\gamma_f + \dot{m}_o v_o \cos\gamma_o}$$

Chiaramente la direzione del getto emergente potrebbe essere **anche non assiale.**



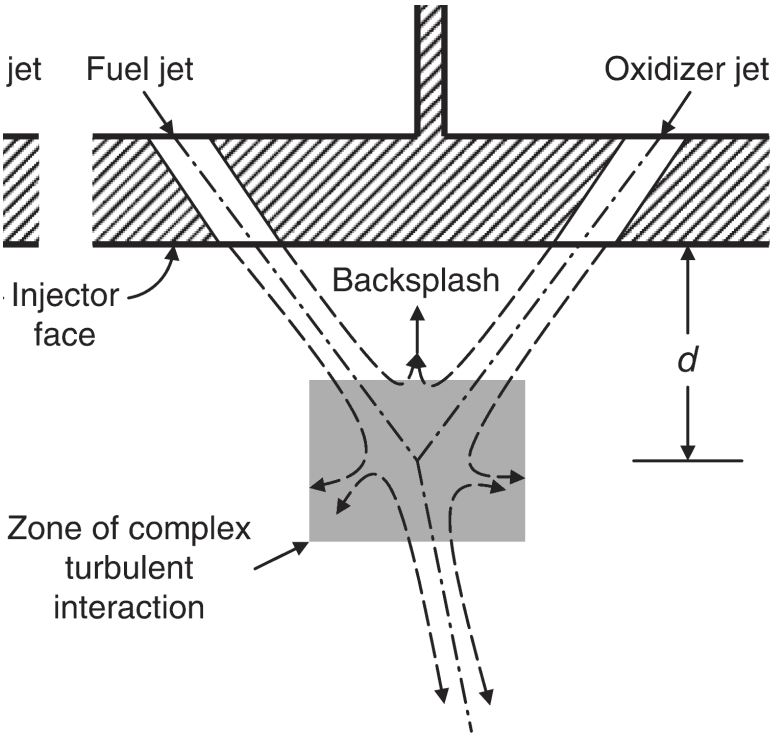
Propulsione a razzo

L'eventuale **riflessione** del **getto** verso la piastra può portare ad avere una **miscela reagente** anche in prossimità della piastra con conseguenti **sovratemperature** locali e danneggiamenti.

Per evitare che i getto venga riflesso si usano dei criteri di progetto:

$$\frac{2d}{d_o + d_f} \sim 5 \div 7$$

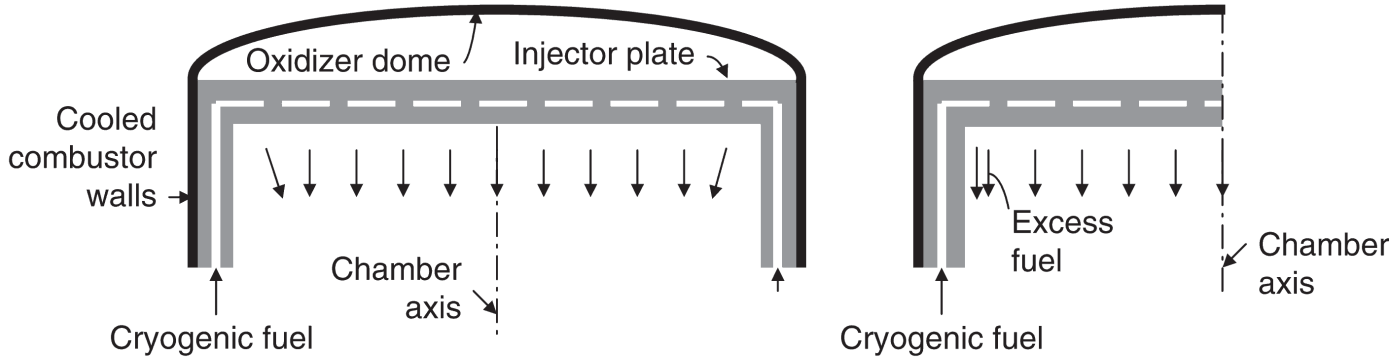
$$\gamma_o + \gamma_f < 60°$$



Propulsione a razzo

A sinistra sono mostrati degli **iniettori** che permettono di orientare il flusso **verso il centro della camera**.

A destra, avendo tipicamente una miscela più ricca di combustibile si sfrutta questo eccesso per raffreddare la parete, formando un **film** di **combustibile**.



(a) Directing the resultant stream away from the wall

(b) Directing excess fuel along the wall/film cooling

Propulsione a razzo

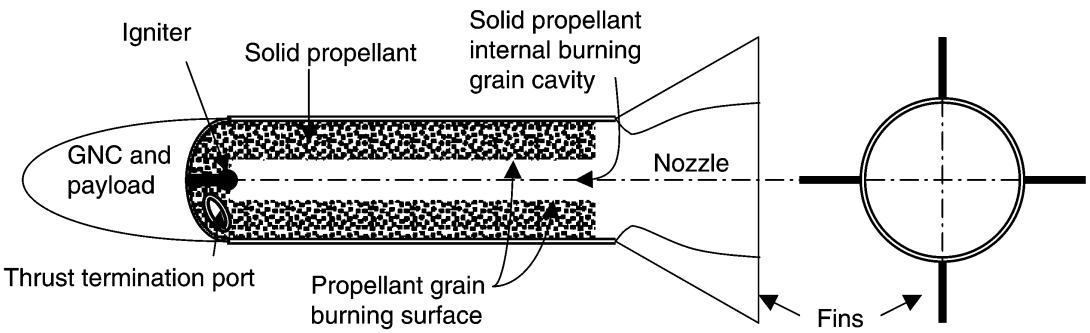
Esistono tre tipi di **instabilità** nella combustione che avvengono a differente frequenza:

- L'instabilità a *starnuto* ("**chugging**"), avviene a basse frequenze (10-200*Hz*) ed è causata dall'**interazione** fra le oscillazioni di **pressione** in **camera** ed nel sistema di **alimentazione**.
- L'instabilità **acustica** avviene a frequenze medie (200-1000*Hz*) ed è causata dall'**interazione** fra le **vibrazioni meccaniche**, lo **spray** generato dagli iniettori e il moto turbolento.
- L'instabilità *urlante* ("**screaming**") avviene a frequenze alte (>1000*Hz*) ed è causata dall'**interazione** fra le onde di pressioni causate dalla **combustione** e le caratteristiche di **risonanza** della camera di combustione.

Propulsione a razzo

Nei razzi a propellente **solido** l'ossidante, il combustibile ed eventuali additivi (tipicamente polveri metalliche) sono **mischiati** ad un legante formando un unico componente **solido** o **gommoso**. Esistono tre tipi di miscele:

- **Doppia base** (o **omogenei**) sono una miscela omogenea (a livello molecolare) del propellente e dell'ossidante con degli additivi;
- **Composti** (o **eterogenei**) sono una miscela eterogenea, tipicamente il **combustibile** è anche la **matrice** in cui vengono inglobati l'ossidante e gli additivi;
- Composti a **doppia base** sono una miscela eterogenea dei primi due.



Propellant ingredient	Double-base (JPN)	Composite (PBAN)	Composite modified double-base (CMDB)
Nitrocellulose	51.5		21.9
Nitroglycerine	43.0		29.0
Ammonium perchlorate		70.0	20.4
Aluminum powder		16.0	21.1
Polybutadiene—acrylic acid—acrylonitrile		11.78	
Triacetin			5.1
Diethyl phthalate	3.2		
Epoxy curative		2.22	
Ethyl centralite	1.0		
Potassium sulfate	1.2		
Additives	0.1		
Stabilizers			

La **velocità** di **regressione** $\dot{r}$ è la velocità lineare alla quale il grano si consuma a causa della combustione o, in altri termini, la **velocità del fronte di fiamma**. La portata di gas che emerge è quindi proporzionale alla densità, alla superfice bagnata e ad $\dot{r}$:

$$\dot{m} = \rho_p \dot{r} A_b$$

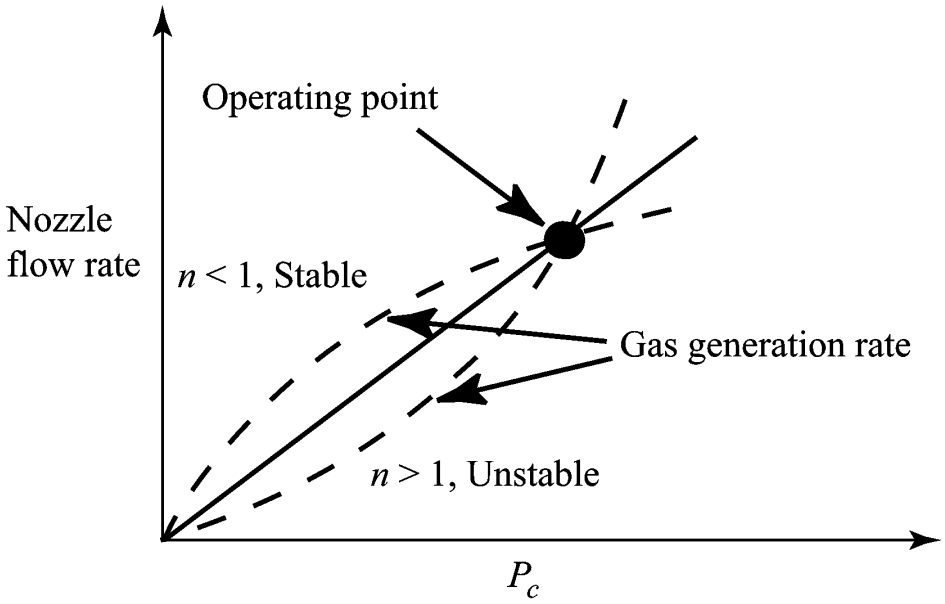
Una **correlazione** per la velocità di regressione è:

$$\dot{r} = a p_c^n$$

dove p_c è la pressione in camera di combustione; *a* ed *n* dipendono dalla miscela.

Tipiche velocità di regressione sono nell'ordine di 0.1-7.5 *cm/s.*

Poiché la **portata** nell'ugello è proporzionale alla **pressione di ristagno** se ***n*<1** una diminuzione di pressione in camera di combustione provoca una maggiore diminuzione della portata nell'ugello ed una tendenza tornare nelle precedenti condizioni **d'equilibrio**. Viceversa *n*>1 porta ad un comportamento **instabile**.



Uguagliando la portata di gas a quella che si ha nella gola dell'ugello:

$$\dot{m} = \rho_p \dot{r} A_b = \rho_p a p_c^n A_b = \frac{p_c A_{th} \psi^*}{\sqrt{\gamma R T_c}}$$

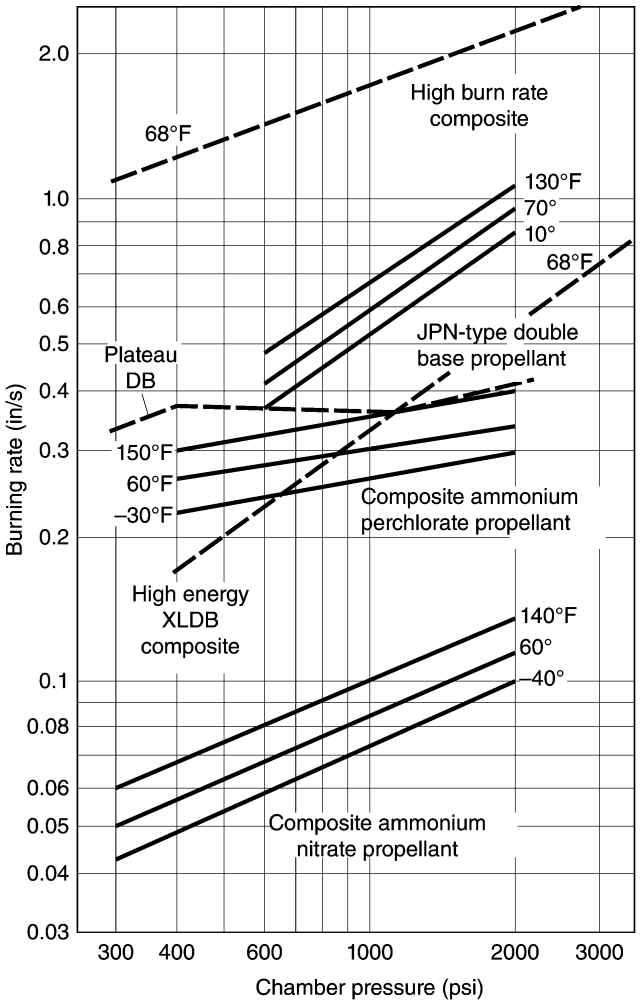
da cui si può ricavare il rapporto fra le aree:

$$\frac{A_b}{A_{th}} = \frac{p_c^{1-n}}{a \rho_p \sqrt{T_c}} \frac{\psi^*}{\sqrt{\gamma R}}$$

o in altro modo:

$$p_c \propto \left(\frac{A_b}{A_{th}}\right)^{\frac{1}{1-n}} = K^{\frac{1}{1-n}}$$

dove si è introdotto il parametro $K = \frac{A_b}{A_{th}}$.



$$p_c = \left(\frac{A_b}{A_{th}}\right)^{\frac{1}{1-n}} = K^{\frac{1}{1-n}}$$

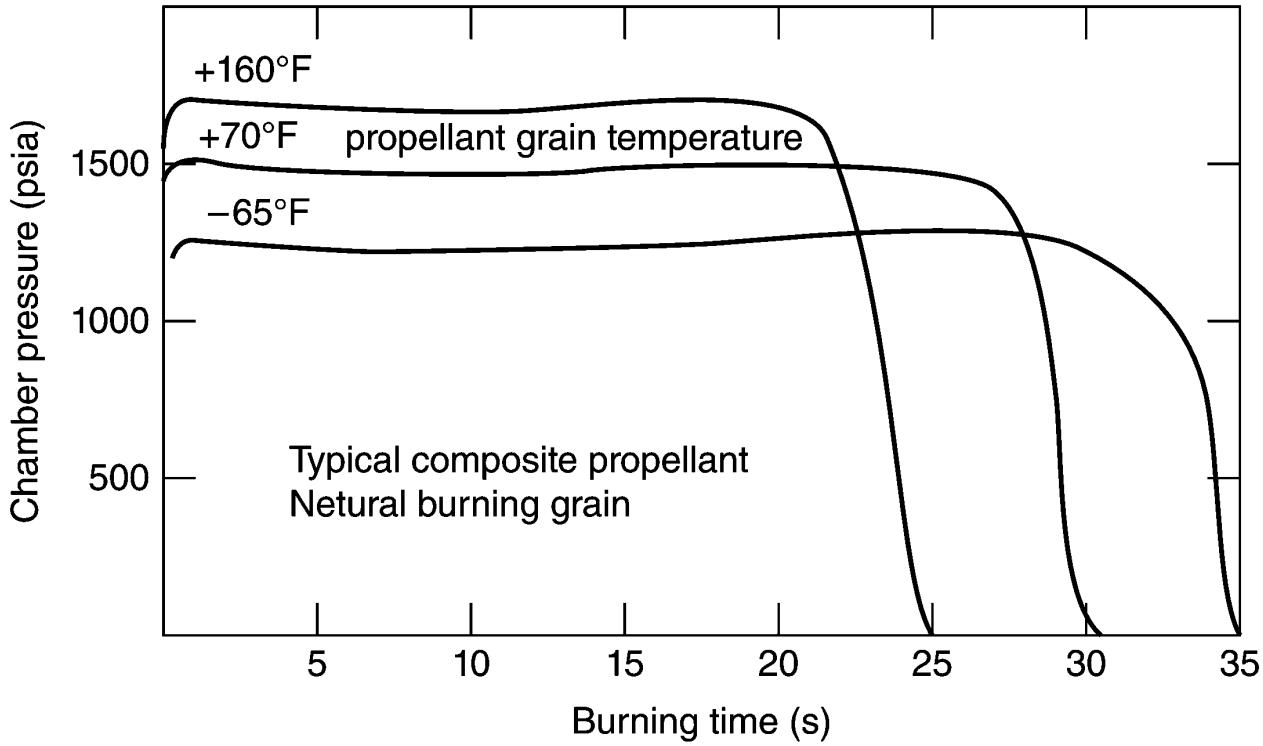
Per un aumento dell'area bagnata si ha un aumento della pressione in camera. Una **cricca** nel grano potrebbe quindi creare una **aumento della pressione** e di conseguenza un cedimento strutturale.

Si possono definire anche le **sensibilità** rispetto alle variazioni di temperatura come:

$$\sigma_p = \frac{1}{\dot{r}}\left(\frac{\delta \dot{r}}{\delta T}\right)_p \qquad \pi_K = \frac{1}{p}\left(\frac{\delta p}{\delta T}\right)_K$$

Entrambe sono positive quindi la **temperatura provoca** un aumento della **pressione** e di $\dot{r}$. Pertanto per un aumento della temperatura in camera di combustione il propellente **brucia più velocemente** producendo **maggiore spinta** in un minor tempo.

Pertanto per un aumento della temperatura in camera di combustione il propellente **brucia più velocemente** producendo **maggiore spinta** in un minor tempo.

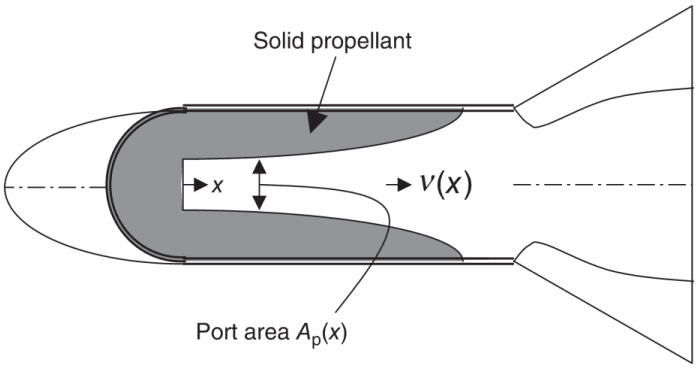


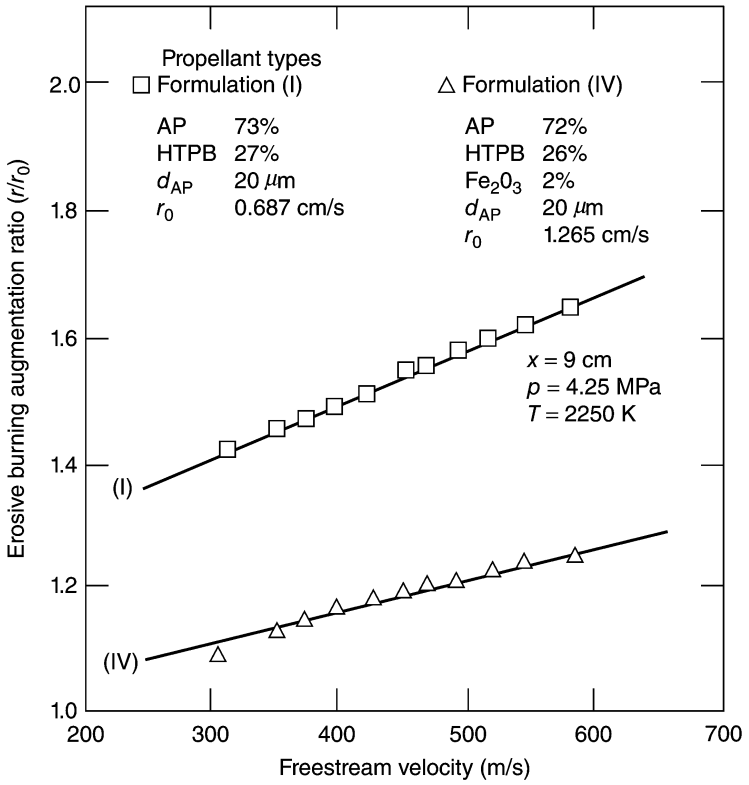
Propulsione a razzo

L'aumento della **velocità** lungo il grano provoca, a causa di effetti erosivi, una **aumento** della **velocità di regressione**.

Come si vede dalla figura questo aumento può essere significativo ed è praticamente lineare:

$$\dot{r} = \dot{r}_0 \, (1 + kv)$$

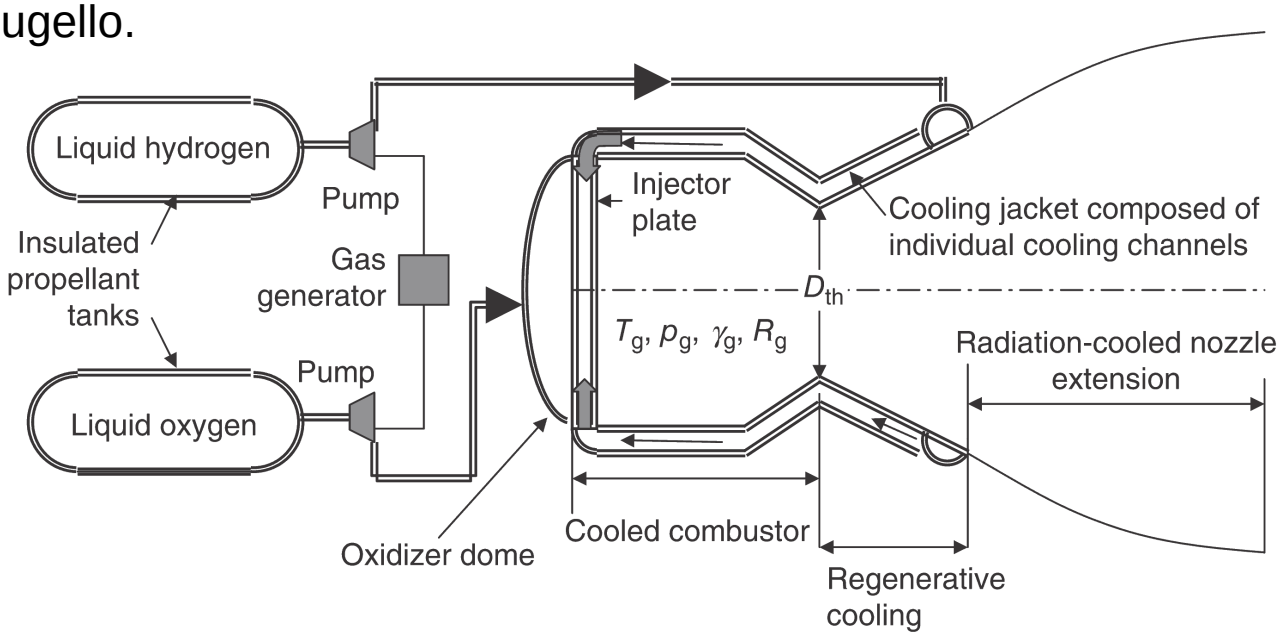




Propulsione a razzo

I razzi a propellenti liquidi spesso rimangono accesi per un **periodo** di tempo relativamente **lungo** (qualche minuto). Come visto le temperature raggiunte possono essere molto elevate (3000-4700*K*) è necessario quindi prevedere un **sistema di raffreddamento**.

Spesso è necessario raffreddare anche parte del tratto divergente dell'ugello.



La **notazione** è stata **modificata** utilizzando il pedice *g* per le condizioni in camera di combustione, in modo da poter utilizzare il pedice *c* per il fluido freddo.

Il flusso termico all'interno della parete è:

$$\dot{q}_w = \dot{q}_c + \dot{q}_r$$

dove il flusso radiativo entrante è dato da:

$$\dot{q}_r = \epsilon_g \sigma T_g^4$$

dove ϵ_g è l'emissività del gas (che può essere anche relativamente elevata a causa della presenza di particelle solide), σ è la costante di **Stefan-Boltzmann** ($\sigma = 5.67\ 10^{-8} W/m^2K^4$). Il flusso **radiativo** può essere una parte **significativa** del flusso complessivo.

Il flusso convettivo è dato dalla relazione di **Newton**:

$$\dot{q}_c = h_g(T_{aw} - T_{wg})$$

All'interno della parete vale la **legge** di **Fourier**, che nell'ipotesi semplificativa di parete sottile ed omogenea può essere messa nella forma:

$$\dot{q}_w = \dot{q}_{cond} = k_w \frac{T_{wg} - T_{wc}}{t_w}$$

dove *k* e *t* sono la **conducibilità** termica e lo spessore della parete rispettivamente.

Dal lato del refrigerante si può applicare di nuovo la relazione di Newton. Uguagliando i vari contributi si ha:

$$\dot{q}_w = \epsilon_g \sigma T_g^4 + h_g\left(T_{aw} - T_{wg}\right) = k_w \frac{T_{wg} - T_{wc}}{t_w} = h_c(T_{wc} - T_c)$$

che considerando l'**analogia elettrica** può essere riscritta come:

$$\dot{q}_w \left(\frac{1}{h_g} + \frac{t_w}{k_w} + \frac{1}{h_c}\right) = \frac{\epsilon_g \sigma T_g^4}{h_g} + \left(T_{aw} - T_{wg}\right) + \left(T_{wg} - T_{wc}\right) + (T_{wc} - T_c)$$

$$\dot{q}_w\left(\frac{1}{h_g}+\frac{t_w}{k_w}+\frac{1}{h_c}\right)=\frac{\epsilon_g\sigma T_g^4}{h_g}+\left(T_{aw}-T_{wg}\right)+\left(T_{wg}-T_{wc}\right)+\left(T_{wc}-T_c\right)$$

da cui:

$$\dot{q}_w=\frac{\frac{\epsilon_g\sigma T_g^4}{h_g}+\left(T_{aw}-T_c\right)}{\left(\frac{1}{h_g}+\frac{t_w}{k_w}+\frac{1}{h_c}\right)}$$

I termini in parentesi sono le **resistenze termiche**. Ed in prima approssimazione si può supporre che la temperatura di parete adiabatica coincida con la temperatura di ristagno e che l'emissività sia unitaria.

I coefficienti di scambio termico convettivo possono essere ricavati dalla correlazione di **Dittus** e **Boelter**:

$$Nu=0.023Pr^aRe^{0.8}$$

dove la costante *a* vale 0.4 (o 0.3) quando il fluido è riscaldato (o raffreddato). I numeri di Nusselt, Prandtl e Reynolds sono definiti come:

$$Nu=\frac{hD}{k}\qquad Pr=\frac{c_p\mu}{k}\qquad Re=\frac{\rho vD}{\mu}$$

Le grandezze termodinamiche si valutano alla **temperatura di film** che è definita come la media fra la temperatura del fluido e della parete. Il numero di Reynolds può essere espresso anche in termini di portata:

$$\dot{m}=\rho v\frac{\pi}{4}D^2\quad\rightarrow\quad\rho vD=\frac{\dot{m}}{\frac{\pi}{4}D}\quad\rightarrow\quad Re=\frac{\dot{m}}{\frac{\pi}{4}D\mu}$$

Il coefficiente di scambio termico **convettivo aumenta** al **diminuire** del **diametro locale**, quindi particolare cura è necessaria nel raffreddamento della **gola** dell'ugello.

La quantità complessiva di calore scambiata provoca una aumento della temperatura del **refrigerante** che può essere valutata con:

$$\dot{Q} = \int q_w dA = \dot{m}_c c_{pc} (T_2 - T_1)_c$$

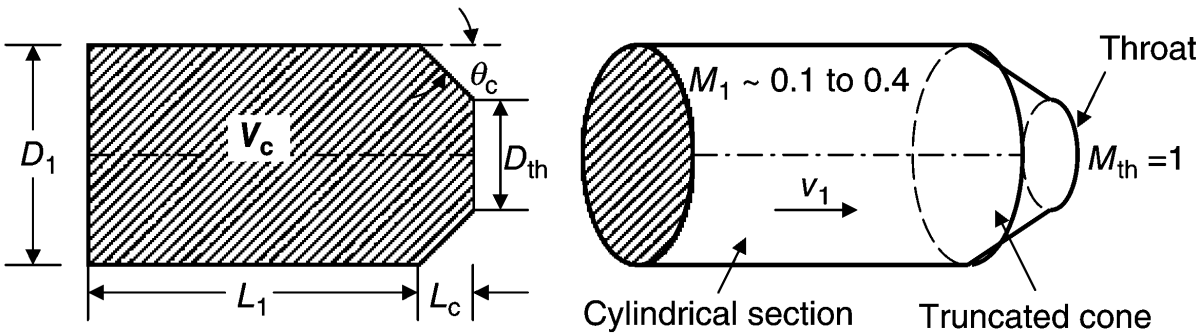
dove le due temperature sono quelle all'uscita ed all'ingresso del circuito di raffreddamento. Spesso si limita la temperatura all'uscita ad essere inferiore a quella di **ebollizione** (che dipende fortemente dalla pressione del circuito).

Nei motori a propellente solido si usano dei materiali **isolanti** o **ablativi**. Spesso la gola è in **grafite** in modo da resistere alle alte temperature.

Le camere di combustione sono **cilindriche** è sono caratterizzate geometricamente dai parametri mostrati in figura.

Tipicamente si desidera, compatibilmente con la spinta prodotta:

- **Diametro piccolo** per minimizzare la **resistenza aerodinamica** del razzo;
- Rapporto fra le aeree della camera e quella di gola grande per ridurre la velocità in camera;
- Angolo di contrazione grande consistente però con una buona espansione nell'ugello convergente (tipicamente fra 20 e 30°);
- La lunghezza della camera L_1 è fissata da un **tempo di permanenza** dei gas che permetta una buona reazione chimica.

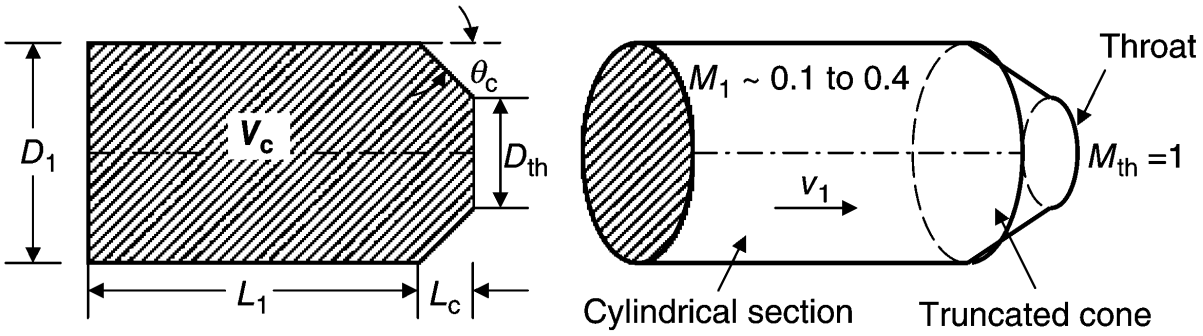


Propulsione a razzo

Il **tempo** di **residenza** dipende dall'evaporazione, dal miscelamento e dai tempi di reazione ed è molto variabile a seconda dei propellenti utilizzati (tipicamente nell'ordine 1-40*ms*).

Fissato il tempo di residenza la **lunghezza della camera** è:

$L_1 \approx v_1 t_{res}$

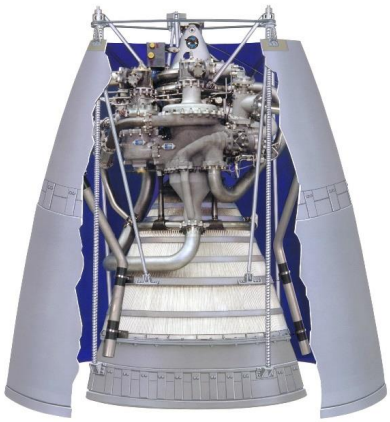


Propulsione a razzo

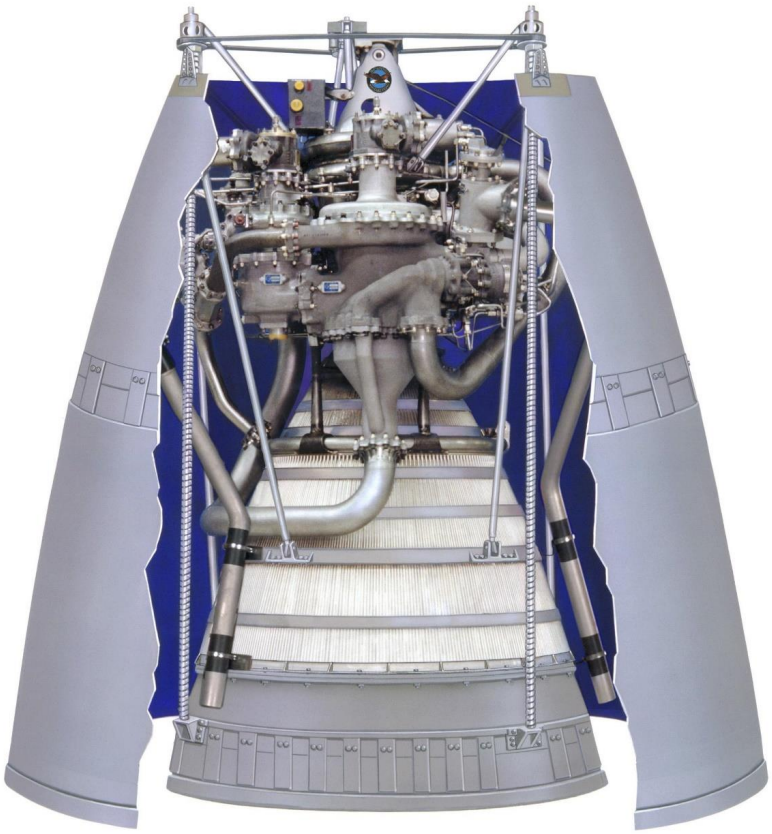
Gli **ugelli** dei razzi hanno un **range di utilizzo** significativamente più **ampio** di quello dei motori respiranti. Il **rapporto di pressione** è tipicamente **maggiore di 50** ed è crescente con la quota (la pressione ambiente diminuisce). Per ottimizzare la spinta sono necessari rapporti di espansione (A_2/A_{th}) particolarmente elevati in particolare per applicazioni spaziali.

Normalmente gli ugelli sono a **geometria fissa** per evitare aumenti di peso e complicazioni progettuali.

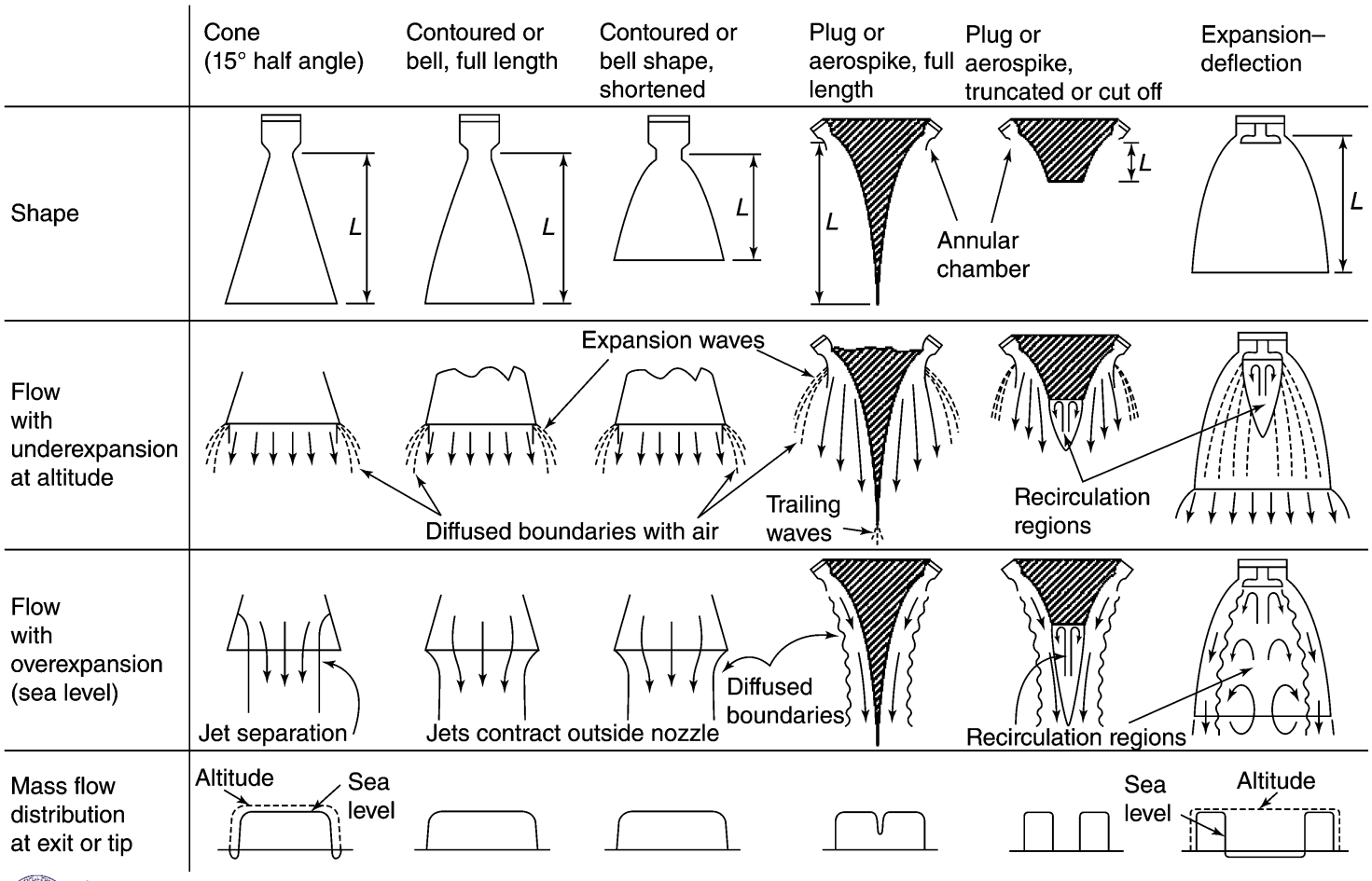
A destra è mostrato l'ugello del RL10B-2 che invece è a **geometria variabile**.



Propulsione a razzo



Propulsione a razzo



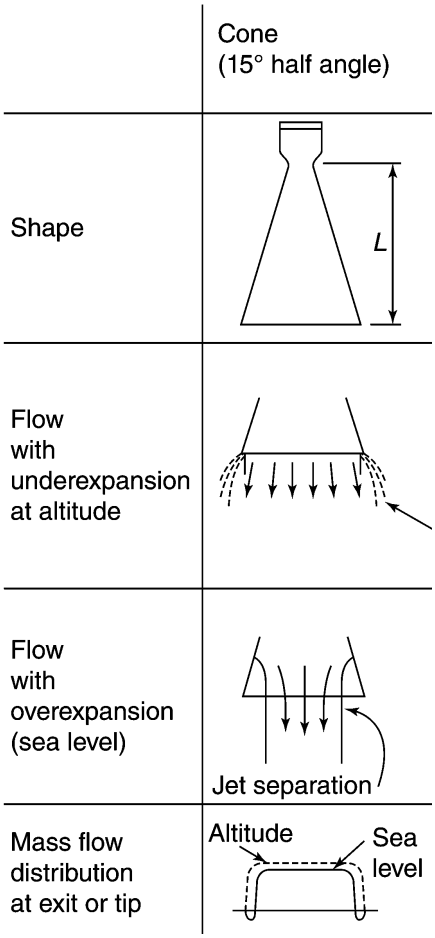
Propulsione a razzo

La geometria più semplice è quella **conica** che come già visto in precedenza soffre di una **perdita** associata alla **direzione** del **flusso** in uscita:

$$C_A = \frac{1 + \cos\alpha}{2}$$

La perdita è relativamente **piccola** infatti per un angolo di 15° e inferiore al 2%.

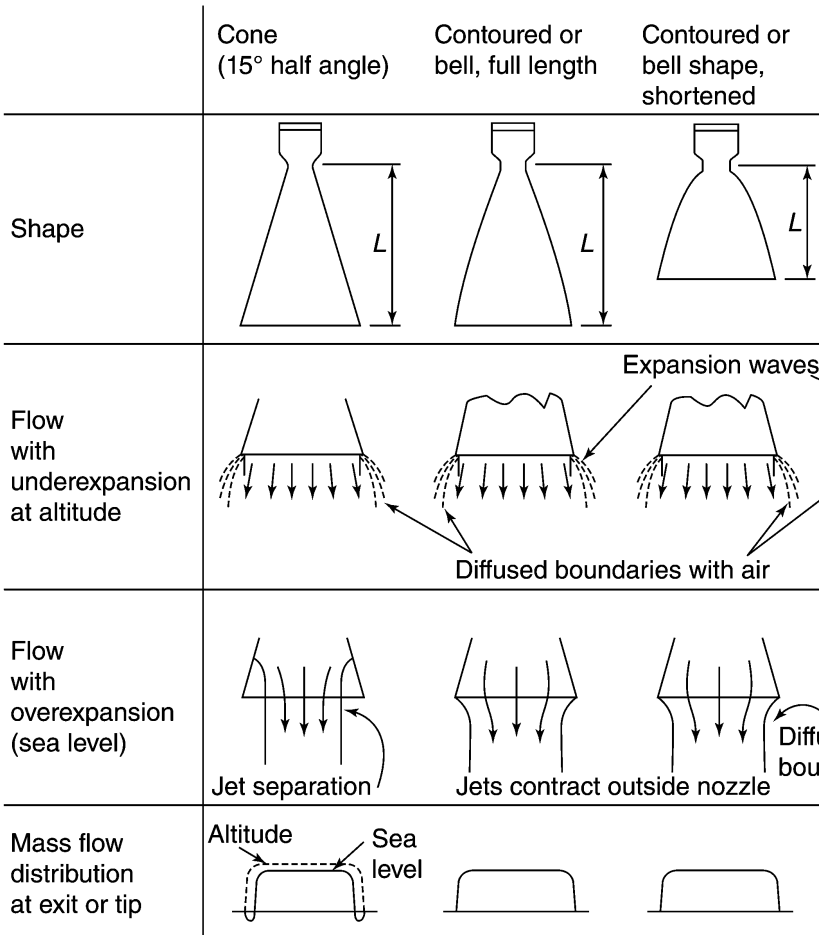
Tuttavia a bassa quota, quando l'ugello è sovraespanso il flusso presenta **onde d'urto** che, come noto causano **separazioni** e perdita di efficienza.



Propulsione a razzo

Gli ugelli a **campana** sono più difficili da costruire ma, avendo un **flusso** essenzialmente **assiale**, producono una spinta **maggiore** a parità di rapporto di espansione e/o **lunghezza**.

Anche in condizioni di sovra espansione si comportano meglio perché le onde d'urto rimangono attaccate all'uscita riducendo i problemi di separazione.

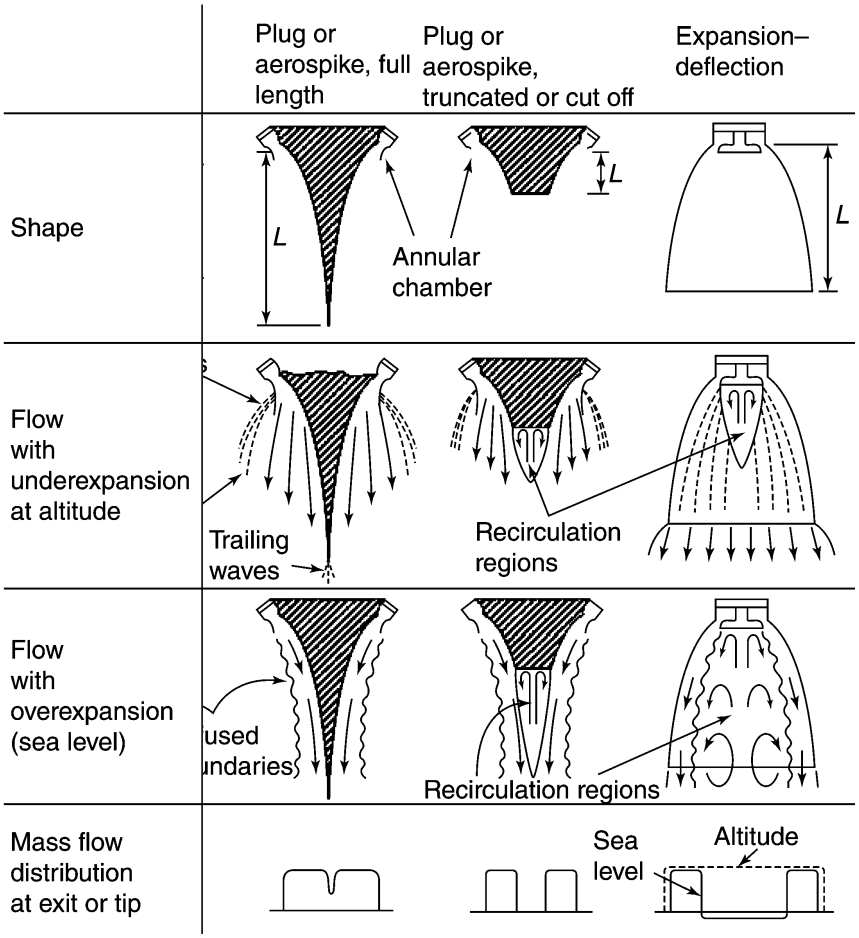


Propulsione a razzo

Un'altra categoria è quella degli ugelli con **spina centrale** o con espansione deflessa.

Questi ugelli tendono ad avere un migliore comportamento al di **fuori** delle condizioni di **progetto**, senza separazioni ne onde d'urto.

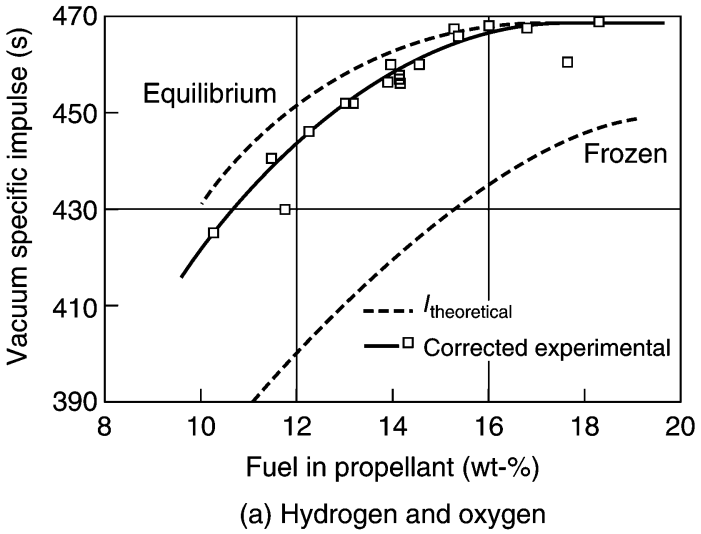
Il **raffreddamento** della spina centrale è, pero, meno agevole.



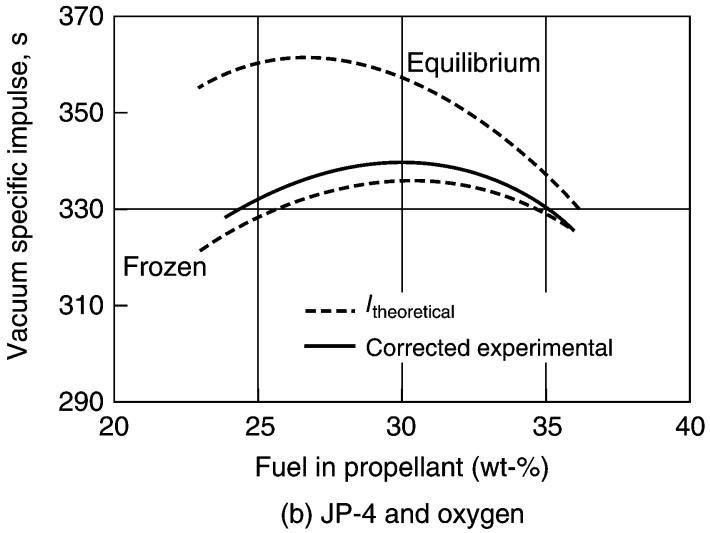
Propulsione a razzo

Come già accennato nell'ugello, a causa della **diminuzione** delle temperature, le **reazioni chimiche** possono avere un **verso contrario**. Ad esempio la concentrazione di elementi dissociati può diminuire.

I tempi di permanenza sono molto bassi e una simulazione effettuata con **equilibrio** chimico può portare a sovrastime dell'impulso specifico. Viceversa una formulazione **congelata** porta a stime conservative.



(a) Hydrogen and oxygen



(b) JP-4 and oxygen

TABLE 19–1. Solid Propellant Rocket Motor Advantages

- Simple design (few or no moving parts).
- Easy to operate (little or no preflight checkout).
- Ready to operate quickly (push button readiness). Can start in zero gravity.
- Will not leak, spill, or slosh.
- Sometimes less overall weight for low total impulse application.

Can be throttled or stopped and restarted (usually only once) if preprogrammed and predesigned.
Can provide TVC (thrust vector control) but at increased complexity.

- Can be stored for 10 to 30 years.
- Usually, higher overall density; more compact package, smaller vehicle (less drag) for boosting lower stages.

Some propellants have nontoxic, clean exhaust gases, often at a performance penalty.

- Thrust termination devices permit control over total impulse.
- Ablation, erosion, and gasification of insulator, nozzle wall, and liner materials contribute to mass flow and thus to total impulse, but increase exhaust molecular mass.

Detonation avoided when a tactical motor is subjected to energetic stimulant (e.g., bullet impact or external five) by judicious designs and special propellants.
Some tactical missile motors were produced in large quantities (over 200,000 per year).

- Some designed for recovery, refurbishing, and reuse (Space Shuttle solid rocket motor).

TABLE 19–2. Liquid Propellant Rocket Engine Advantages

- The highest chemical specific impulses obtained with certain liquid propellants. This increases the payload carrying ability, vehicle velocity increment and the attainable mission velocity.
- Can be randomly throttled and randomly stopped and restarted; can be efficiently pulsed (some small thrust sizes over 10^6 times). Thrust–time profiles can be randomly controlled; this allows a reproducible flight trajectory.

Cutoff impulse controllable with thrust termination device (better control of vehicle terminal velocity).
Some controls can be checked out just prior to operation. Can be tested at full thrust on ground or in vehicle at launch pad prior to flight.

- Can be designed for reuse after field services and checkout.
- Thrust chamber (or some part of the vehicle) cooled by propellant and made lightweight.
- Storable liquid propellants have been kept in vehicle for more than 20 years and engine can be ready to operate quickly.
- With pumped propulsion feed systems and large total impulse, the inert propulsion system mass (including tanks) can be relatively very low (thin tank walls and low tank pressure), allowing a high propellant mass fraction.

Some propellants have nontoxic or environmentally acceptable exhausts.
Some propellant feed systems supply several thrust chambers in different parts of vehicle.
Can provide component redundancy (e.g., dual check valves) to enhance reliability.
With multiple engines, can operate with one or more shut off (engine out capability).

- The geometry of low-pressure tanks can be designed to fit most vehicles' space constraints (i.e., mounted inside wing or nose cone).
- Can withstand many ambient temperature cycles without deterioration.
- Placement of propellant tanks within the vehicle can minimize the travel of the center of gravity during powered flight. This enhances the vehicle's flight stability and reduces flight control forces.

Plume radiation and smoke can be low with certain liquid propellants.

TABLE 19–3. Solid Propellant Rocket Motor Disadvantages

- Explosion and fire potential is high; failures can be catastrophic; many cannot take bullet impacts or being dropped onto a hard surface without self-ignition.
  Many require environmental permits and safety features for transport on public conveyances.
- Under certain conditions some propellants and grains can detonate.
- Ambient temperature variations during storage or in repeated flight (under the wing of a military aircraft) cause progressive grain-crack formation increasing the burning area, causing excessive combustion pressures and limiting the life of safe operation.
  If designed for reuse, the motor requires factory rework and new propellants.
- Requires an ignition system.
- Each restart requires a separate ignition system and additional insulation—in practice, one restart.
- Limited firing duration for typical single pulse motor compared to liquid engines.
  Exhaust gases are toxic for composite propellants containing ammonium perchlorate.
  Some propellants or propellant ingredients can deteriorate (self-decompose) in storage.
  Most solid propellant plumes cause more radio-frequency attenuation than liquid propellant plumes.
- Once ignited, cannot change predetermined thrust or duration.
  If combustion gases contain more than a few percent particulate carbon, aluminum, aluminum oxide, or other metal, the vehicle's exhaust will be smoky and the plume radiation will be greatly increased.
- Thrust and operating duration will vary with initial ambient grain temperature and cannot be easily controlled. Thus, the vehicle's flight path, velocity, altitude, or range can vary.
- Large boosters can in some designs take a few seconds to start.
- Thermal insulation is required in almost all rocket motors.
  Cannot be hot fire tested prior to use.
- Need a safety provision (electrical grounding) to prevent inadvertent self-ignition, which would lead to an unplanned motor firing. This can cause a disaster.
- Rough handling or transport on bumpy roads or exceeding temperature limits can cause cumulative grain damage and rocket motor may no longer be safe to ignite.

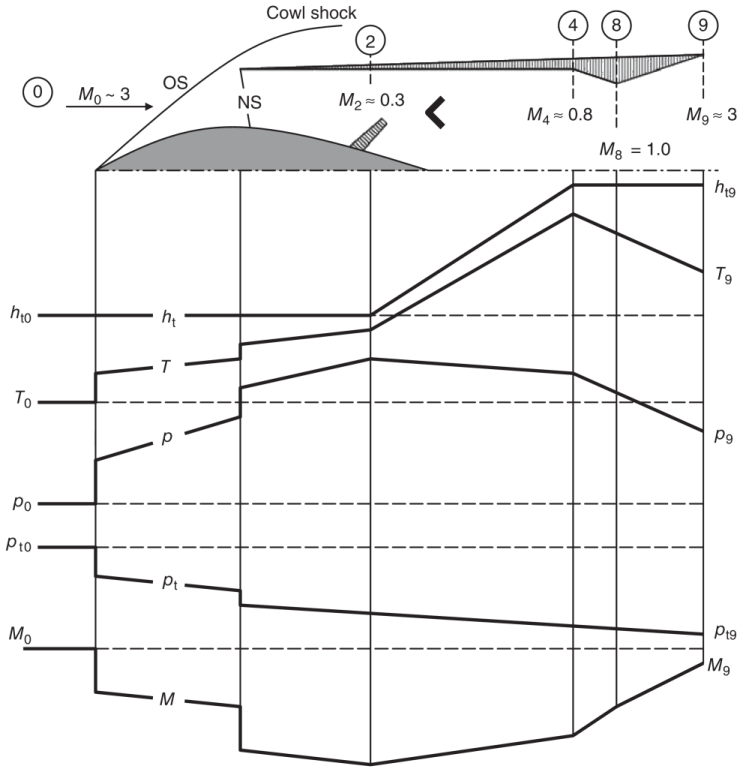
TABLE 19–4. Liquid Propellant Rocket Engine Disadvantages

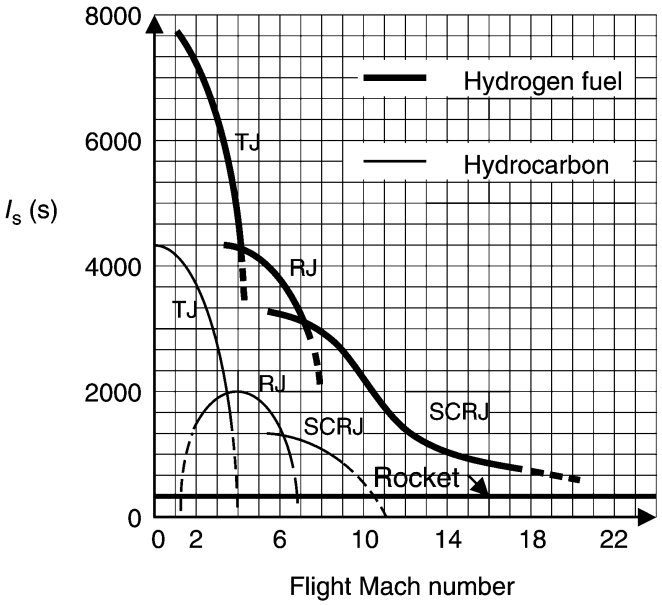
- Relatively complex design, more moving parts and components, more things to go wrong.
- Cryogenic propellants cannot be stored for long periods except when tanks are well insulated and escaping vapors are recondensed. Propellant loading occurs at the launch stand or the test facility and requires cryogenic propellant storage facilities.
- Spills or leaks of certain propellants can be hazardous, corrosive, toxic, and cause fires.
- More overall engine weight for most short-duration, low-total-impulse applications (resulting in low propellant mass fraction).
- Nonhypergolic propellants require an ignition system.
- Tanks need to be pressurized by a separate pressurization subsystem. This can require heavy high-pressure inert gas storage (2000–10,000 psi) often for long periods of time.
- More difficult to control combustion instabilities.
  Bullet impact cause leaks, sometimes fires and explosions, but usually no detonations.
  A few propellants (e.g., red fuming nitric acid, nitrogen tetroxide) give off very toxic vapors or fumes.
- Usually require more volume due to lower average propellant density, separate pressurizing gas storage, and the relatively inefficient packaging of engine components.
- When a vehicle falls over and breaks up at the launch stand and fuel and oxidizer are spilled and intimately mixed, it is possible for an explosive mixture to be created and ignited.
- Sloshing in tank may cause flight stability problem and heavy side loads on tanks; this can be minimized with baffles.

TABLE 19–4. Liquid Propellant Rocket Engine Disadvantages

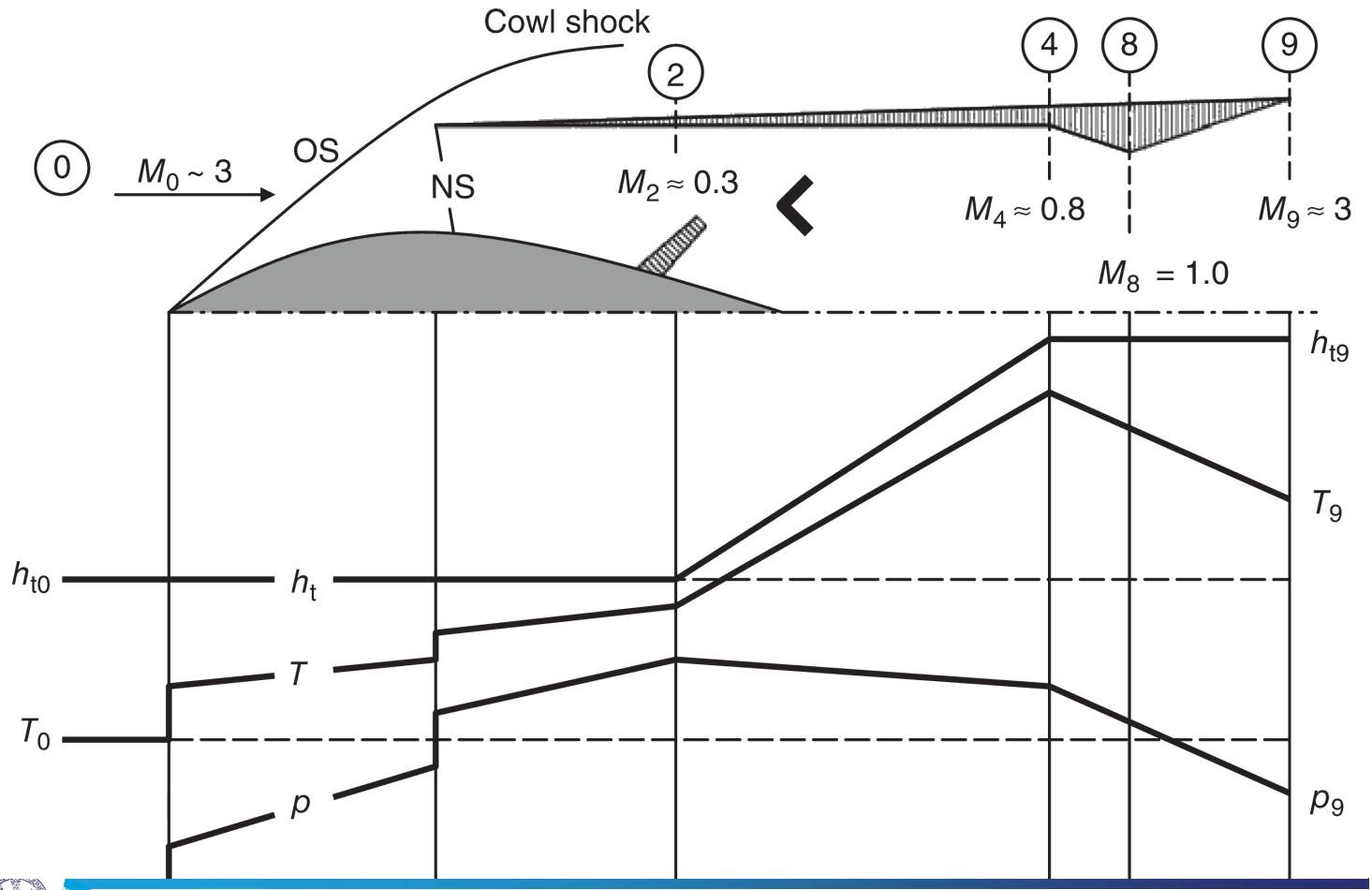
- Some monopropellants can explode with excessive temperature rises (e.g., in cooling jackets).
  Aspirated gas can cause combustion interruption or instability if tank outlet is uncovered.
- Smoky exhaust (soot) plume can occur with some hydrocarbon fuels.
- Needs special design provisions for start in zero gravity.
- With cryogenic liquid propellants there is a start delay caused due to the time needed to cool the system flow passage hardware to cryogenic temperatures.
- Life of cooled large thrust chambers may be limited to perhaps 100 or more starts.
  High-thrust unit requires several seconds to start.
  If tank outlet is uncovered during sloshing or vortexing, then aspirated pressurizing gas will flow to the thrust chamber and it can cause combustion interruption or instability.

Come già detto a numeri di **Mach** moderatamente **alti** la massima efficienza si ha con motori di tipo **ramjet**.

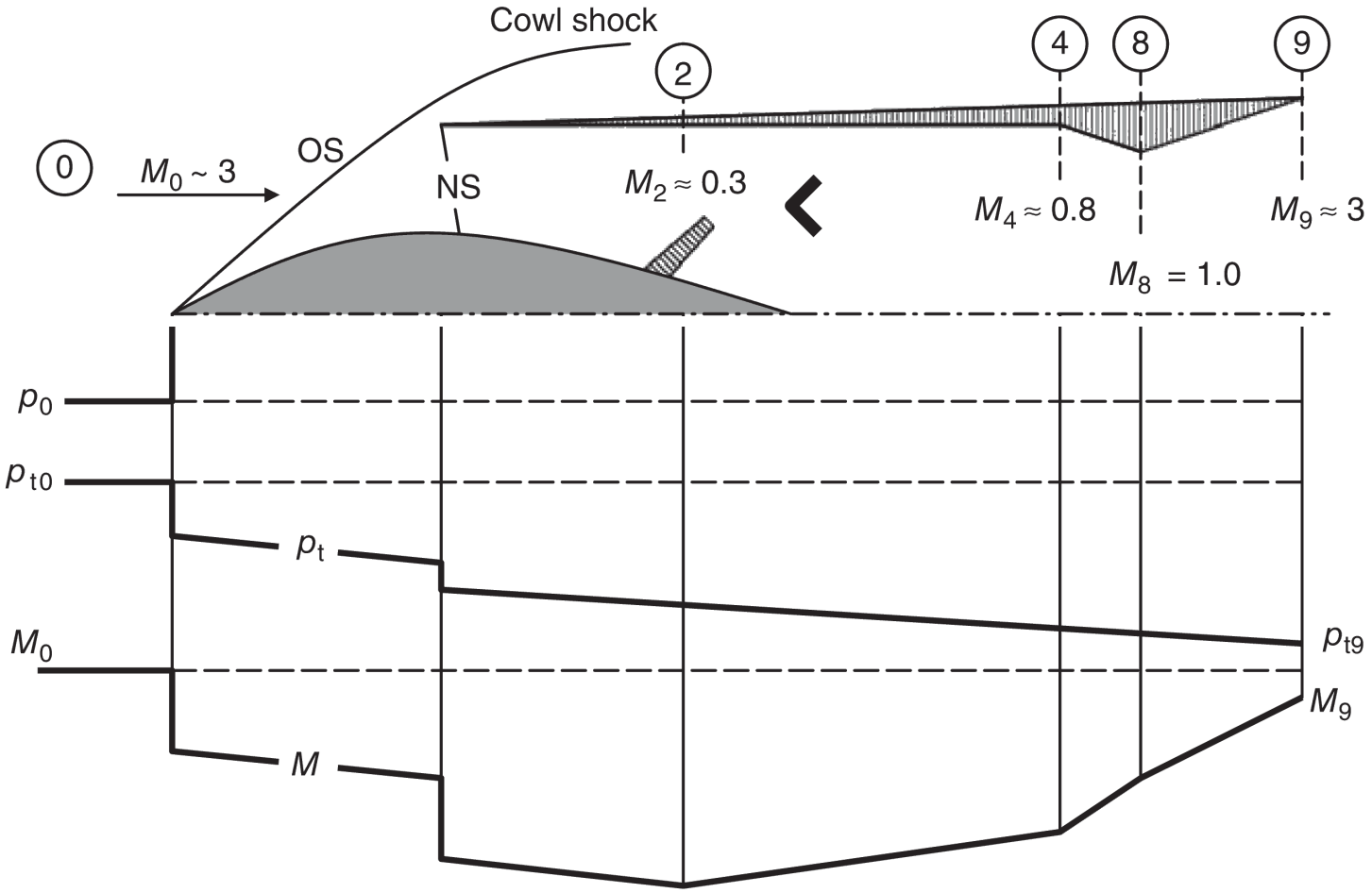




Propulsione a razzo

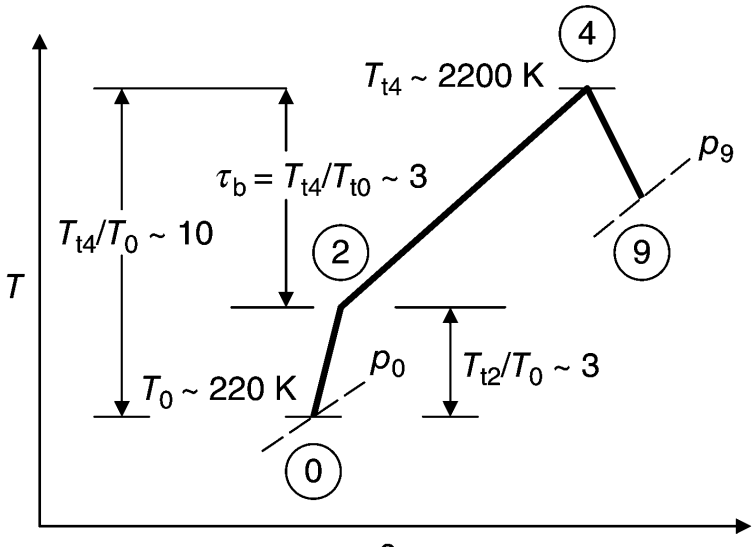


Propulsione a razzo



Propulsione a razzo

Il funzionamento è analogo a quello che si ha in un turbopropulsore con la differenza le compressioni ed espansioni avvengono solo negli ugelli.



Ideal cycle efficiency

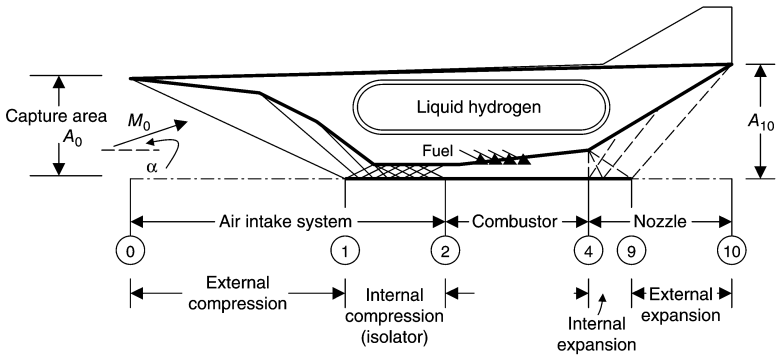
$$\eta_{th} = 1 - \frac{T_0}{T_2}$$

Propulsione a razzo

All'aumentare del numero di Mach **l'efficienza** dei motori **ramjet** tende a **diminuire** le cause sono:

- Le **perdite** nella **presa d'aria** aumentano significativamente all'aumentare del numero di Mach di volo;
- L'aumento di temperatura associato al rallentamento del flusso nell'ugello porta a **temperature troppo elevate** e ad una impossibilità di avere una combustione efficace.

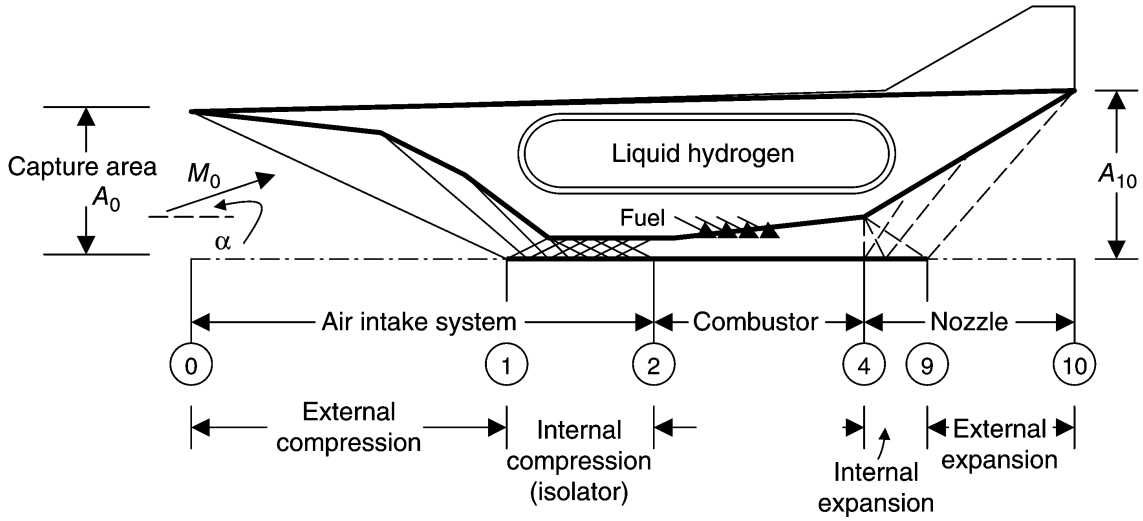
La soluzione al problema è di ridurre l'intensità della compressione nella presa d'aria mantenendo un moto **supersonico** in camera di combustione. Questo è il principio di funzionamento di un Supersonic Combustion Ramjet (**SCRamJet**)



Propulsione a razzo

Il problema che nasce è quello di avere una **combustione stabile** ed efficiente in regime **supersonico**.

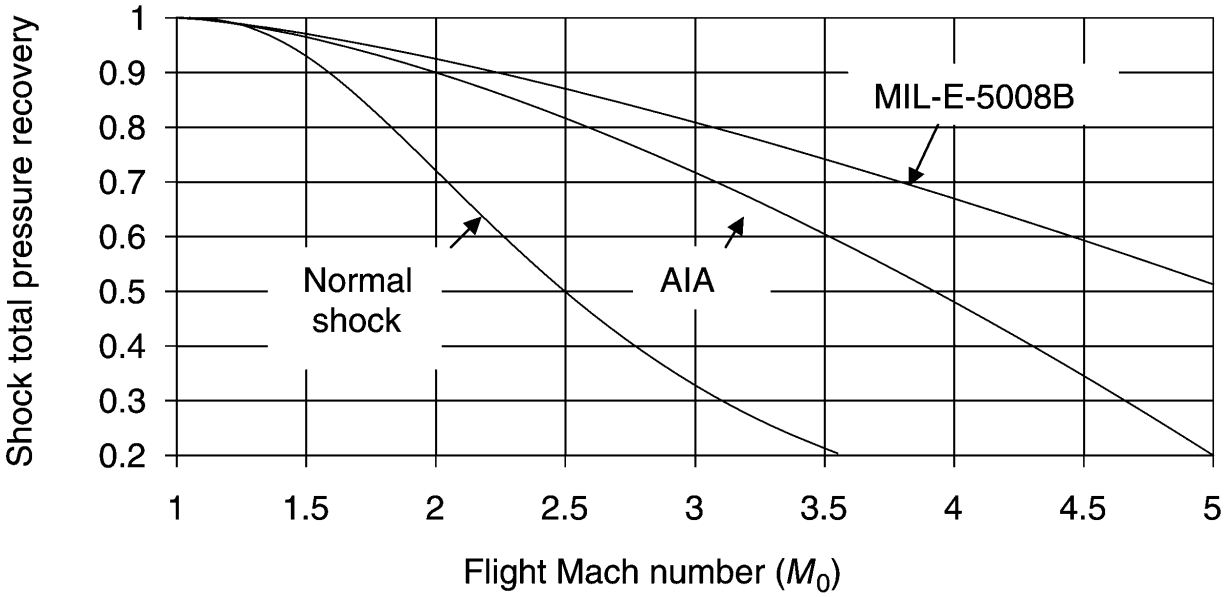
In figura è mostrato uno schema di un possibile ScRamJet. La compressione avviene con onde d'urto oblique sia esterne che interne. In particolare il treno di **onde interne** è chiamato **isolatore**. A valle il moto è ancora **supersonico** (e.g. M=3) quindi i tempi di permanenza sono molto bassi.



Propulsione a razzo

L'idrogeno permette di avere tempi di reazioni molto rapidi ed è quindi un buon candidato per gli ScRamJet.

Come già detto il **recupero di pressione** nella presa d'aria non è completo e si possono utilizzare le norme militari americane per avere una stima della perdita di pressione di ristagno.



Propulsione a razzo

Più complicata è la simulazione della combustione in regime supersonico…