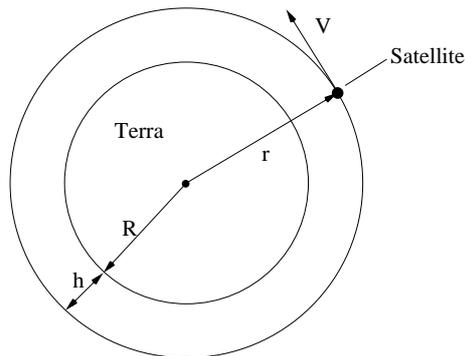


MISSIONI SPAZIALI

Obiettivo far permanere un corpo nello spazio

- In assenza di aria il peso non può essere bilanciato dalla portanza
- Per bilanciare l'attrazione gravitazionale si sfrutta la forza centrifuga \Rightarrow il corpo deve ruotare attorno alla Terra con velocità V



$$m \frac{V^2}{r} = W = mg$$

\Downarrow

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

$$r = R + h$$

R raggio Terra \simeq 6350 Km

h distanza dalla superficie terrestre

L'orbita più bassa possibile ha $h \simeq 200$ km (per $h < 200$ km la resistenza dell'aria è ancora troppo grande $\Rightarrow V$ si riduce troppo rapidamente)

$$\text{Per } h = 200 \text{ km} \quad r = 6500 \text{ km}$$

\Downarrow

$$V \simeq 7.8 \text{ km/sec}$$

velocità minima per orbita

Fasi della missione

- Fase di lancio
- Fase orbitale
- Fase di rientro

FASE DI LANCIO

Da dove si lancia

Cosmodromo o base spaziale

- Per sfruttare la velocità periferica della Terra conviene che la base sia prossima all'equatore ($V \simeq 440$ m/sec)
- La stazione equatoriale permette di immettere il satellite su un' orbita comunque inclinata rispetto all'asse terrestre.
- Poichè a bassa quota ($h \simeq 50$ km) si ha la separazione del 1^o stadio, questo deve ricadere in zone disabitate. Vicinanza del mare o zone desertiche ad est della base.

– Cape Kennedy (Florida) }
– Vandenberg (California) } \Rightarrow basi americane

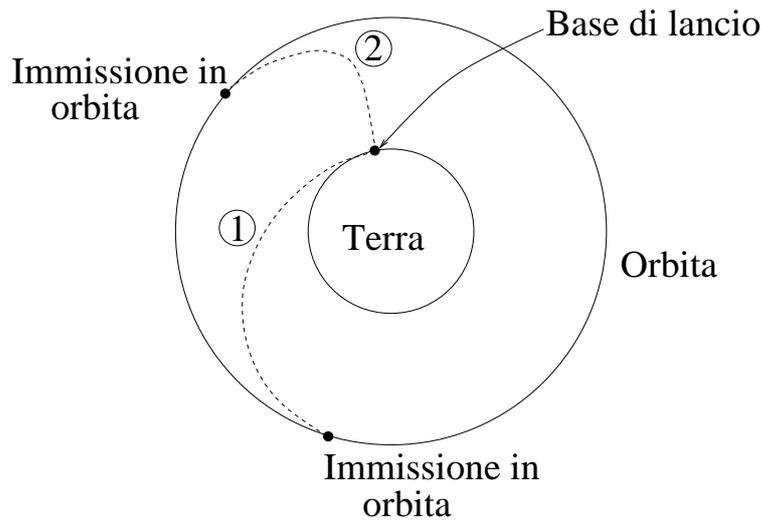
– Korou (Guinea francese) \Rightarrow base europea

– Baikonur (Lago Aral) \Rightarrow base russa

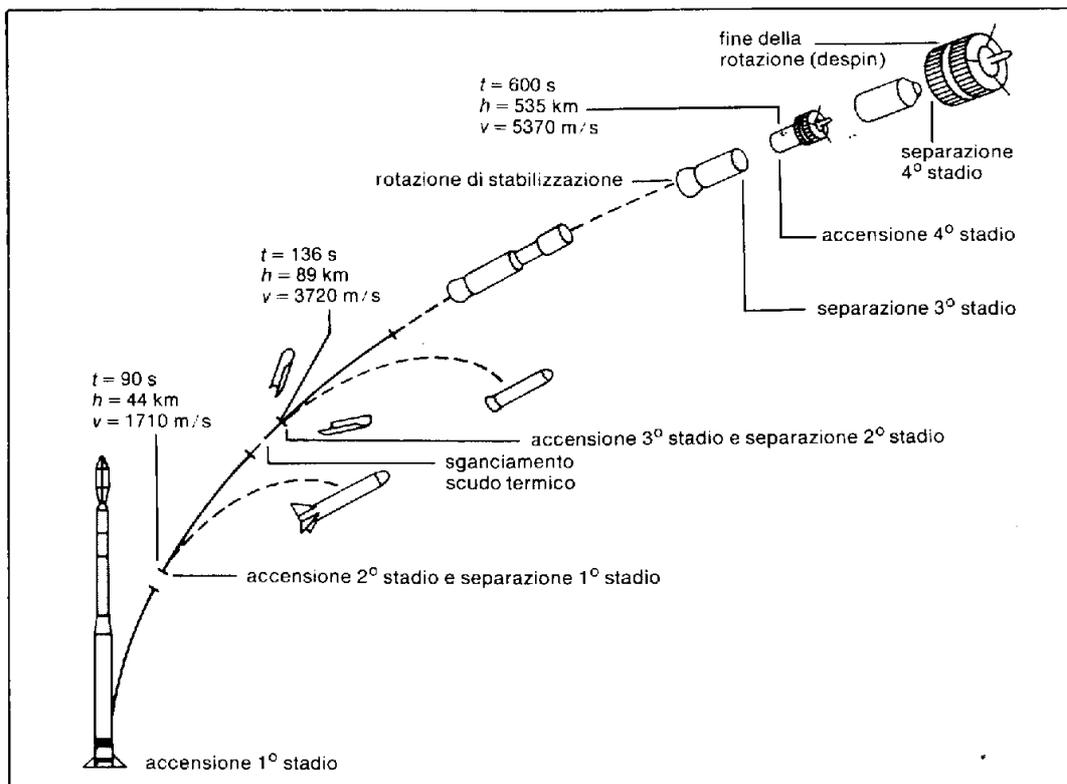
– Malindi (Kenia) \Rightarrow base italiana

Direzione di lancio

- Poichè alla fine della fase di lancio il carico deve essere immesso in orbita con V tangenziale all'orbita stessa, converrebbe lanciare orizzontalmente (traiettoria 1) in direzione EST. In questo modo però si percorre un percorso più lungo negli strati bassi dell'atmosfera, con forte resistenza aerodinamica



- Il lancio avviene in direzione verticale, in modo da attraversare nel più breve tempo possibile e con bassa velocità gli strati più densi dell'atmosfera. Successivamente la direzione della velocità viene gradualmente modificata (traiettoria 2). La variazione di direzione (rotazione attorno all'asse trasversale del missile) viene ottenuta mediante piccoli razzi posti alla base del razzo con getto \perp allo stesso, oppure orientando l'ugello principale, o deviando il getto con alettoni. Terminata la fase di rotazione, la spinta viene riallineata con l'asse del razzo. Per dare maggiore stabilità al moto viene anche conferita una velocità di rotazione attorno all'asse longitudinale **spin**



Strutture e servizi per il lancio

Piattaforma di lancio { piedistallo
torre ombelicale
torre di servizio

- Piedistallo ha la funzione { di sorreggere il missile
di resistere alla spinta
di deviare i gas caldi del getto
- Torre ombelicale { porta interconnessioni elettriche
porta interconnessioni idrauliche
porta rifornimento propellente
- Torre di servizio { contiene tutta la strumentazione e il personale
di controllo e viene allontanata al momento
del lancio

Stazioni di tracking

Dislocate geograficamente lungo la traccia al suolo della traiettoria del velivolo, costituiscono una rete di inseguimento. Ricevono dati per il controllo della traiettoria e della strumentazione di bordo e trasmettono dati per eventuali correzioni

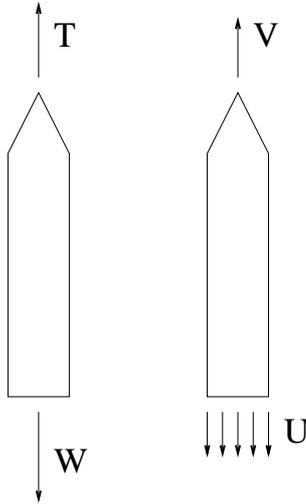
Finestra di lancio

Intervallo temporale nel quale può essere effettuato il lancio.
Particolarmente importante quando si deve incontrare un altro corpo nello spazio (stazione spaziale, pianeta, cometa etc.)

LANCIATORI

Fase di accelerazione

Trascurando la resistenza aerodinamica negli strati più bassi dell'atmosfera



$$M \frac{\Delta V}{\Delta t} = T - W = QU - Mg$$

dove

$$\Delta V = V - V_0 \quad V_0 \text{ velocità iniziale}$$

La massa del vettore diminuisce nel tempo per effetto del propellente espulso

$$M = M_0 - Q\Delta t \quad \Rightarrow \quad \begin{cases} Q = -\frac{\Delta M}{\Delta t} \\ \Delta M = M - M_0 \end{cases}$$

$$\Delta V = -\frac{\Delta M}{M}U - g\Delta t$$

Integrando da 0 a t

$$V = V_0 + U \ln \left(\frac{M_0}{M} \right) - gt = V_0 + I g_0 \ln \left(\frac{M_0}{M} \right) - gt$$

Trascurando g

$$\boxed{V_{max} = I g_0 \ln \left(\frac{W_0}{W_f} \right) + V_0}$$

essendo

$$W_0 = W_s + W_c + W_u$$

peso iniziale peso struttura peso propellente carico utile

$$W_f = W_s + W_u$$

peso finale

Valori tipici (per un razzo monostadio)

$\frac{W_u}{W_0} = 3 \div 4\%$	$\frac{W_s}{W_0} = 15\%$	$\frac{W_c}{W_0} = 80\%$
--------------------------------	--------------------------	--------------------------

con $\frac{W_f}{W_0} = .2, I = 400 \text{ sec}, V_0 = 0$ (razzo parte da fermo)

↓

$V_{max} = 6.3 \text{ km/sec} < \text{vel. minima per orbita}$

Monostadio non può compiere la missione

↓

Multistadio

- quando è esaurito il combustibile del 1° stadio, questo viene sganciato
- il carico utile del 1° stadio è costituito da tutti gli stadi successivi (incluso carburante): il rapporto $\frac{W_f}{W_0} \left(\frac{W_f}{W_0} \simeq 40\% \right)$ è molto maggiore di quello per un monostadio → la velocità dopo l'esaurimento del 1° stadio

$$V_{\text{finIstadio}} \simeq 2 \div 4 \text{ km/sec}$$

- il secondo stadio ha di nuovo $\frac{W_f}{W_{01}} \simeq .2$ ma parte da $V_0 = V_{\text{finIstadio}}$ può raggiungere $V_{max} > 8 \text{ km/sec} > V_{max}$ singolo stadio

Confronto diversi mezzi di trasporto

	$\frac{W_u}{W_T}$	$\frac{W_c}{W_T}$	$\frac{W_s}{W_T}$
Automobile	↑ 40%	↓ 4%	↑ 55%
Velivolo	25%	25%	50%
Vettore spaziale	4%	↓ 80%	↑ 16%

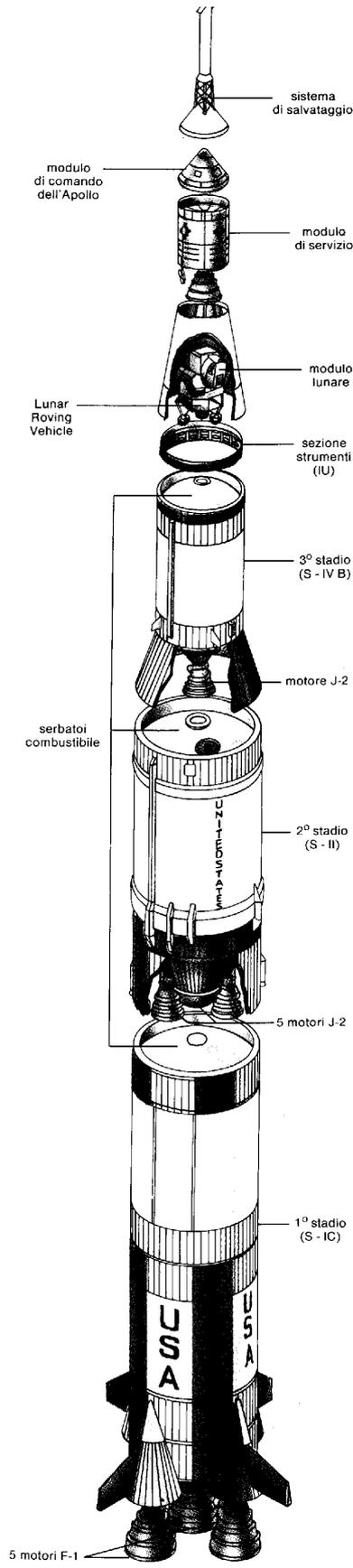
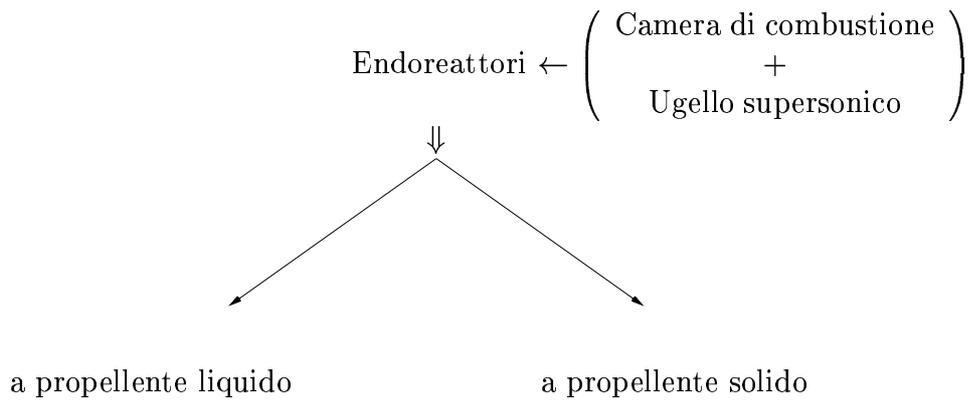
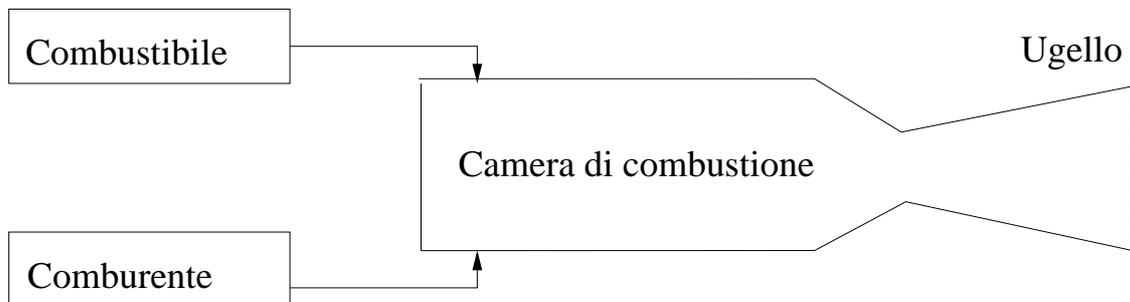


Fig. 12. Il vettore Saturn V. Completo dell'Apollo e della torre di salvataggio, misurava 110,6 m di altezza; il peso al decollo era di 2913 t; la spinta totale dei cinque motori F-1 era di 3469 t. La spinta del primo stadio durava 2,5 minuti e faceva raggiungere al veicolo un'altezza di 62 km e una velocità di 9850 km/h. L'azione del secondo stadio, con i suoi cinque motori tipo J-2, durava 6,5 minuti e lo portava a 185 km di altezza. Il terzo stadio forniva l'accelerazione finale che immetteva l'Apollo in orbita a 190 km al di sopra della superficie terrestre. Dopo un certo tempo il terzo stadio veniva riacceso per inserire il veicolo nella traiettoria translunare.

PROPULSORI



MOTORI A PROPELLENTE LIQUIDO



Combustibili {

- Idrogeno H_2
- Idrazina N_2H_4
- Alcool etilico C_2H_5OH
- Ammoniaca NH_4
- Idrocarburi

Comburenti {

- Ossigeno O_2
- Fluoro F
- Perossido idrogeno (acqua ossigenata) H_2O_2
- Acido nitrico HNO_3
- Tetrossido di azoto N_2O_4

Caratteristiche positive di combustibili e comburenti

- grande densità \implies a parità di massa occupano meno volume
 \Downarrow
minor peso della struttura
- alta temperatura di ebollizione
 $O_2 = -183^{\circ}C$
 $H_2 = -253^{\circ}C$ \implies minori problemi di isolamento termico
Propellenti conservabili (*storageable*) e non conservabili (*non-storageable*)
- bassa temperatura di solidificazione \implies si evita il problema del congelamento
- stabilità chimica \implies
 - deterioramento
 - esplosioni dovute a impurità, temperatura, vibrazioni

Caratteristiche del propellente \longrightarrow Combustibile + Comburente

Energia chimica 500-3000 KCal/Kg

\downarrow

Impulso specifico 60-400 sec

Propellenti ipergolici la reazione avviene al contatto fra combustibile e comburente

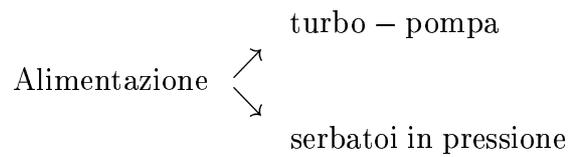
Propellenti non ipergolici necessitano di accensione

Alimentazione

Ossidante e combustibile vengono iniettati in camera di combustione attraverso la **testata di iniezione** in modo da localizzare la fiamma al centro della camera, per non danneggiare le pareti. Condizioni in camera di combustione

$$p \simeq 30 \text{ atm}$$

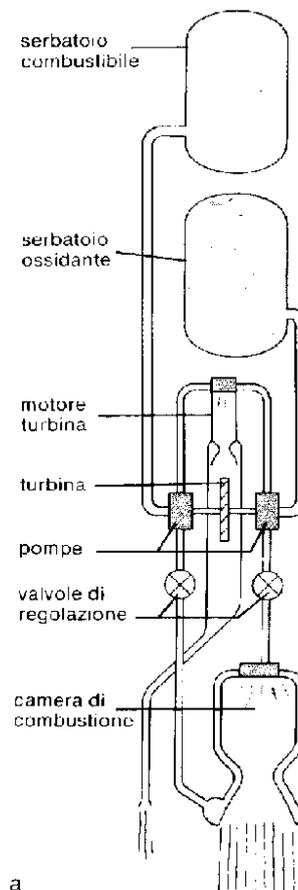
$$T \simeq 3000^{\circ}\text{C}$$



turbo-pompe

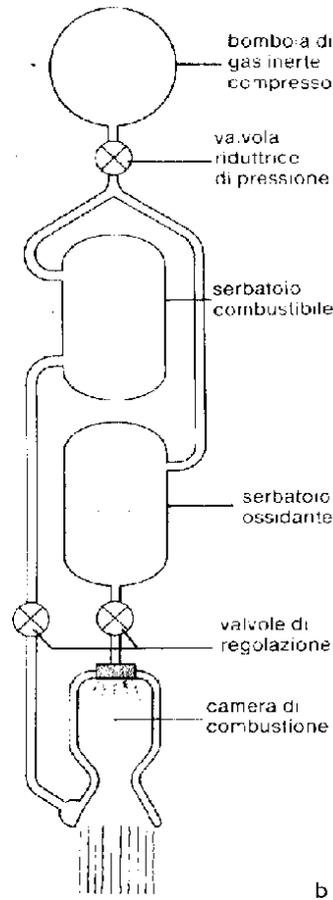
pompe azionate da un motore a turbina

- il motore a turbina è alimentato con gli stessi combustibile ed ossidante che alimentano il motore principale
- la turbina aziona, oltre alle pompe principali, la pompa del motore
- necessità di un motore di avviamento (elettrico)
- il peso non dipende dal tempo di funzionamento



serbatoi di gas inerte in pressione

- grandi serbatoi resistenti ad alta pressione
- il peso (gas + serbatoio) dipende dalla quantità di gas e quindi dal tempo di funzionamento



Il sistema a gas in pressione, che ha il vantaggio di una grande semplicità, viene utilizzato in piccoli razzi con tempo di funzionamento < 60 sec.

Camera di combustione e ugello

- Le pareti, lambite da gas ad elevata temperatura, si surriscaldano. Vengono raffreddate facendo passare il combustibile (o comburente) criogeni in un'intercapedine fra camera di combustione e camicia esterna.
- ⇓
- la temperatura delle pareti viene mantenuta bassa ($\simeq 500^{\circ}C$)
 - il propellente viene preriscaldato recuperando parte del calore
- La lunghezza della camera di combustione deve essere sufficiente a garantire vaporizzazione, mescolamento e completo sviluppo della reazione chimica

MOTORI A PROPELLENTE SOLIDO

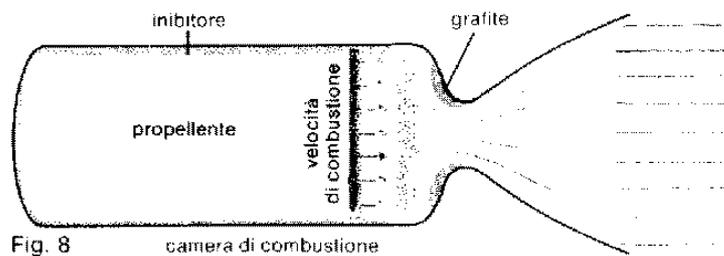
- Propellenti solidi \Rightarrow contengono sia combustibile che ossidante

$$I_{max} \simeq 250 \text{ sec}$$

- La camera di combustione funge anche da serbatoio \Rightarrow molto più grande di quella a propellente liquido
- Necessitano di accensione innescata elettricamente

Modalità di combustione

A) Combustione assiale



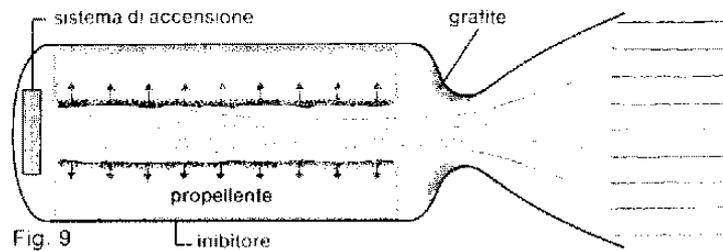
- l'accensione avviene dalla parte dell'ugello
- la combustione procede verso sinistra, consumando il propellente
- la superficie di combustione è costante



spinta costante

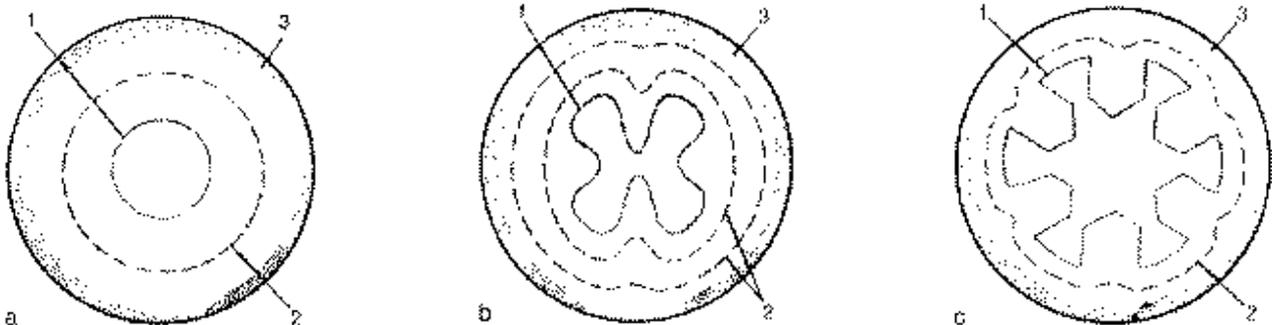
- le pareti sono a diretto contatto con la fiamma e non possono essere raffreddate come nel caso dei propellenti liquidi.
Vengono schermate con uno strato inibitore (acetato) e le pareti dell'ugello con strati di grafite

B) Combustione radiale

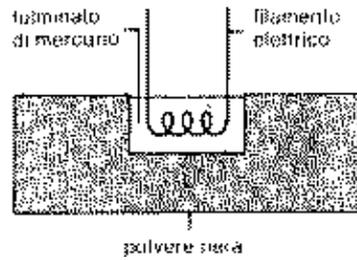


- il grano è cavo
- l'accensione avviene dalla parte opposta all'ugello → la fiamma propagando verso destra innesca la combustione su tutta la superficie
- se la cavità è cilindrica, la combustione avviene radialmente e la superficie di combustione aumenta nel tempo → aumento della spinta.
Conferendo al volume cavo interno una sagomatura a stella, le punte bruciano più rapidamente e la superficie esposta evolve come indicato in figura, mantenendosi costante o anche diminuendo

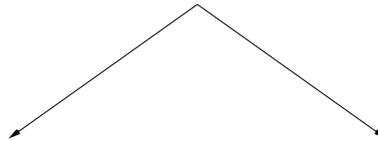
Sotto, fig. 10. Forme che può assumere la cavità in un blocco cilindrico cavo di propellente solido. a. perfettamente cilindrica (per cui la combustione porta a una spinta crescente); b. a stella con una spinta risultante costante; c. a stella con una spinta risultante decrescente (1, sagoma iniziale del propellente; 2, forma assunta dal propellente durante la combustione; 3, inibitore).



Sotto. fig. 11. Sistema di accensione a polvere nera, fulminato di mercurio e filamento elettrico portato a incandescenza.



Motori a propellente solido



vantaggio

- grande semplicità

svantaggi

- minore impulso specifico
- la combustione, una volta avviata, prosegue fino all'esaurimento del propellente. Non possono essere effettuate accensioni multiple

I motori a propellente solido vengono utilizzati come stadio iniziale e prendono il nome di **booster**