

# Associazione Politecnica Italiana

## La Propulsione Spaziale

### Scelte tecnologiche per l'accesso e l'esplorazione dello spazio e prospettive future



Luciano Galfetti

POLITECNICO DI MILANO  
Dipartimento di Scienze e Tecnologie Aerospaziali

---

Università degli Studi di Udine  
Piazzale Kolbe , Udine  
6 Giugno 2015

# Sommario della presentazione

---

## **L'accesso allo spazio**

- ❑ **Breve introduzione storica alla propulsione spaziale**
- ❑ **Aspetti caratteristici della propulsione spaziale**
- ❑ **Propulsione termochimica: la sola tecnologia, oggi, per accedere allo spazio  
I sistemi di propulsione spaziale a propellente solido, liquido e di tipo ibrido**
- ❑ **Propulsione elettrica, propulsione nucleare, sistemi avanzati**

## **L'esplorazione dello spazio**

- ❑ **Dalla V2 tedesca allo Space Ship One  
Le tappe miliari dell'accesso e dell'esplorazione spaziale**
- ❑ **Il contributo italiano all'accesso e all'esplorazione spaziale**

## Breve introduzione storica alla propulsione spaziale

---

- ❑ “Pure una rocchetta fu tirata nel tetto della torre de si fatto modo, que il tetto s’accese”  
(da *“Rerum Italicarum Scriptores”* di Ludovico Antonio Muratori)
- ❑ Siamo nel 1379, il contesto è la guerra tra le Repubbliche marinare di Genova e Venezia, la torre è la torre di Bebbe, a Chioggia
- ❑ Il Muratori parla di un’arma, definita “rocchetta”, poiché assomigliava alla rocca affusolata impiegata per filare la lana. Era una freccia incendiaria, propulsa con polvere pirica
- ❑ Razzo deriva da “rocchetta”  
In inglese **rocket**  
In francese **roquette**  
In tedesco **rakete**  
In russo **rakieta**
- ❑ La parola piu’ famosa che ha marcato la conquista dello spazio è italiana, e nasce non molto lontano da qui

## Breve introduzione storica alla propulsione spaziale

---

- ❑ La polvere pirica, scoperta accidentale del XIII secolo ad opera degli alchimisti cinesi, miscelata con nitrato di potassio ed inserita in una canna di bambu' chiusa ad una estremità, proiettava la canna nella direzione dell'estremità chiusa
- ❑ Attraverso le popolazioni arabe, che avevano scambi commerciali con i cinesi, la conoscenza della tecnica arriva in Europa
- ❑ Nei secoli successivi alle grandi corti dei re d'Europa, in occasione delle feste vengono usati fuochi artificiali e si sviluppano razzi per offrire effetti spettacolari
- ❑ Agli inizi dell'Ottocento, in Inghilterra, si compie un passo decisivo verso i "razzi da guerra". Anche in Italia, sia l'esercito sabaudo che quello borbonico impiegano razzi
- ❑ Non mancano però aperture di grande interesse, al di là dell'impiego militare
- ❑ Tra le più interessanti quella del triestino Francesco de Grisogono, autore del libro, pubblicato a sue spese: *"Sulla possibilità di viaggiare gli spazi celesti. Studio basato sopra la scoperta dell'oscillante, un mezzo fisico per volare nel vacuo"* (1883). L'astronautica era "il più caro dei suoi sogni, la meta suprema di tutta la sua vita spirituale" e lo scrittore triestino Claudio Magris, nipote di Crisogono, così ricorda il nonno materno: *"Nel suo modesto studio e sul tavolinetto pieghevole che si portava dietro anche la domenica, quando la famiglia andava a passeggiare sul Carso"*

## Breve introduzione storica alla propulsione spaziale

---



**Razzi di tipo "Congrève" inglese con bacchetta centrale, fabbricati a Torino per l'esercito sabauda  
A destra: cavalletto per lo sparo dei razzi**

## Breve introduzione storica alla propulsione spaziale

---

### ❑ Da Trieste a Milano.

Enrico Forlanini, laureatosi nel 1875 al Politecnico di Milano, nel Luglio 1877 fa volare il primo elicottero a vapore. Rendendosi conto che la tecnologia avrebbe portato all'affermazione del velivolo ad ala fissa, studia tra altre attività, prototipi azionati da razzi a propellente solido. Rimane un diario, con prove compiute nel 1890, nel quale descrive il comportamento di un piccolo aereo decollato da un binario formato da due fili di acciaio, azionato da razzi a polvere pirica che fanno volare il velivolo in linea retta per 180 metri.

Era una intuizione del futuro.

In un articolo, pubblicato nel 1927, Forlanini scrive:

*“Da quarant’anni penso che questa possibilità esiste, per quanto ancora lontana, quando si impieghino apparecchi a razzo, cioè apparecchi a reazione, atti a lanciare, in modo continuo, una certa quantità di materia, con velocità grandissima, in direzione opposta a quella della marcia”*

### ❑ Interessantissima la storia di pioneri e visionari del primo Novecento, con i primi razzi italiani

### ❑ I nazisti sviluppano la V2

## V2: la genesi della corsa allo spazio

---

### Peso e dimensioni

<b>Peso</b>	<b>13 500 kg</b>
<b>Altezza</b>	<b>14 m</b>
<b>Diametro</b>	<b>1,65 m</b>

### Prestazioni

<b>Gittata</b>	<b>320-360 km</b>
<b>Velocità massima</b>	<b>5 200 km/h</b>
<b>Esplosivo</b>	<b>800 kg</b>
<b>(Tritolo e Nitrato di ammonio)</b>	

### Caratteristiche

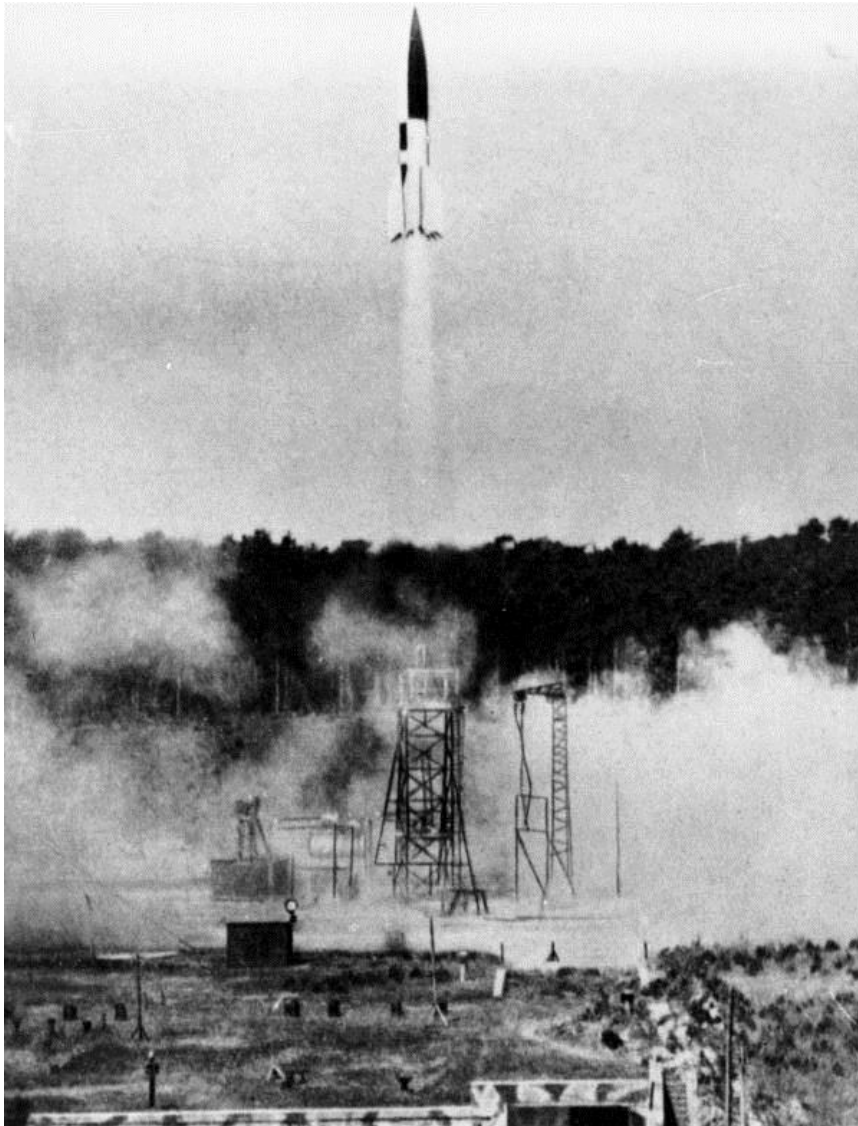
<b>Sistema di guida</b>	<b>radio</b>
<b>In servizio dal-al</b>	<b>1944-1945</b>
<b>Progetto</b>	<b>Germania</b>
<b>Produzione</b>	<b>4 000</b>
<b>Propellente</b>	<b>alcool etilico perossido di idrogeno</b>



**Esemplare di V2 conservato  
al museo di Peenemünde**

## 1943: primi lanci della V2

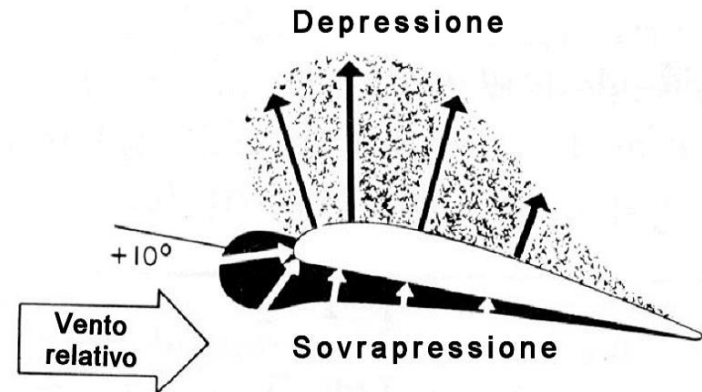
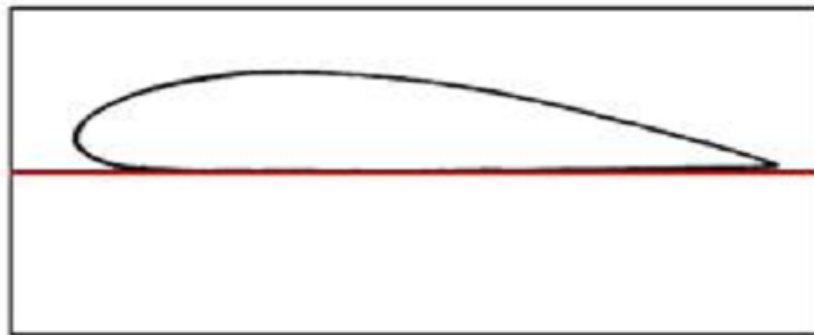
---



**Lancio di una V2 nel 1943**  
**Gittata: 320-360 km**



## Aspetti caratteristici della propulsione aeronautica



## Aspetti caratteristici della propulsione aeronautica

---



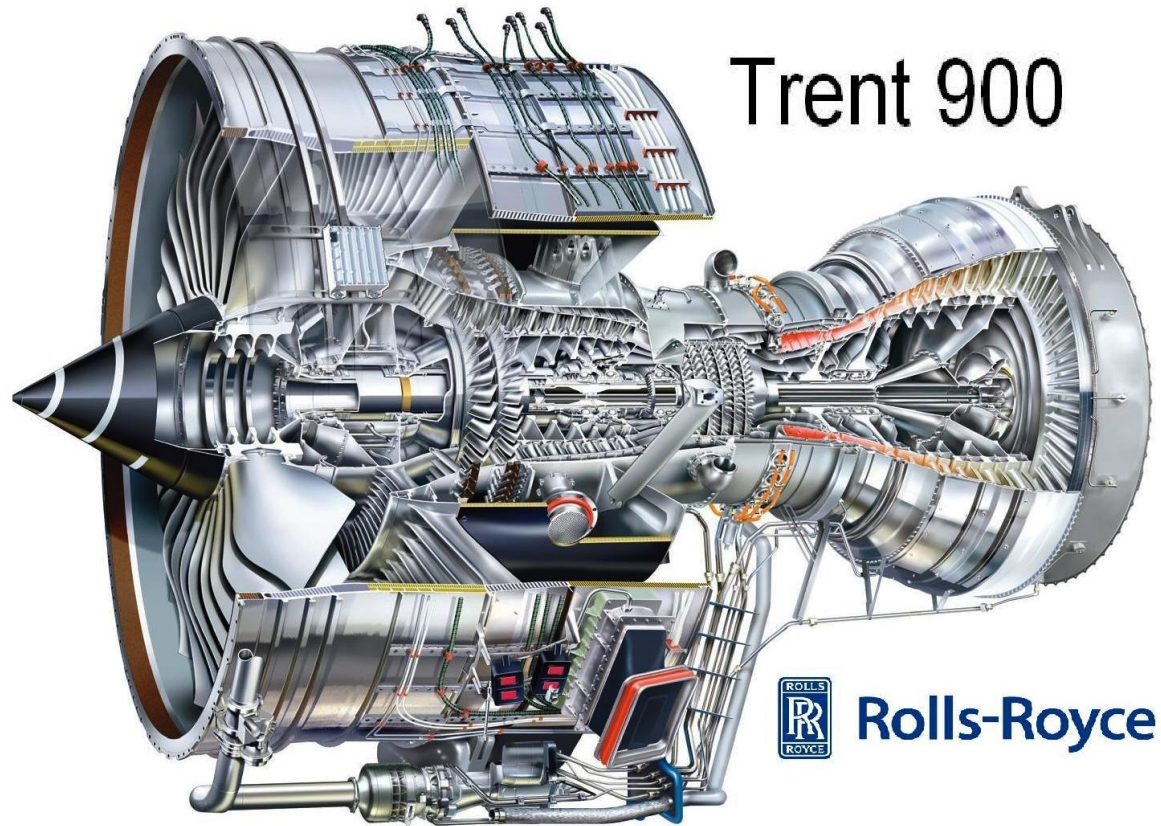
### **Airbus A380**

Peso al decollo: ~ 660 tonnellate

Spinta: ~ 140 tonnellate (~ 350 kN/singolo motore)

## Aspetti caratteristici della propulsione aeronautica

---



# Aspetti caratteristici della propulsione spaziale



Dimensioni	
Altezza	46–52 m
Diametro	5.4 m
Massa	777,000 kg
Stadi	2
Carico pagante	
<b>Payload</b> <u>LEO</u>	<b>ES:</b> 21,000 kg
<b>Payload</b> <u>GTO</u>	<b>ECA:</b> 10,500 kg (23,100 lb)

## **Ariane V**

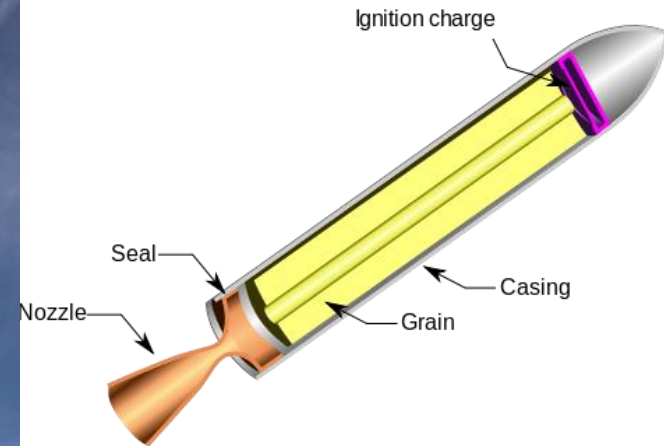
Peso al decollo: ~ 770 tonnellate

Spinta: > 770 tonnellate

# Aspetti caratteristici della propulsione spaziale



**Motore a liquido**



**Motore a solido**

## Equazioni fondamentali

---

❑ **Spinta:**  $T = \dot{m}_p V_e + (p_e - p_a)A_e$

❑ **Velocità finale:**  $\Delta V = -g_0 I_s \ln [M_f/M_i]$

❑ **Impulso specifico:**  $I_s = T / \dot{m}_p g_0$

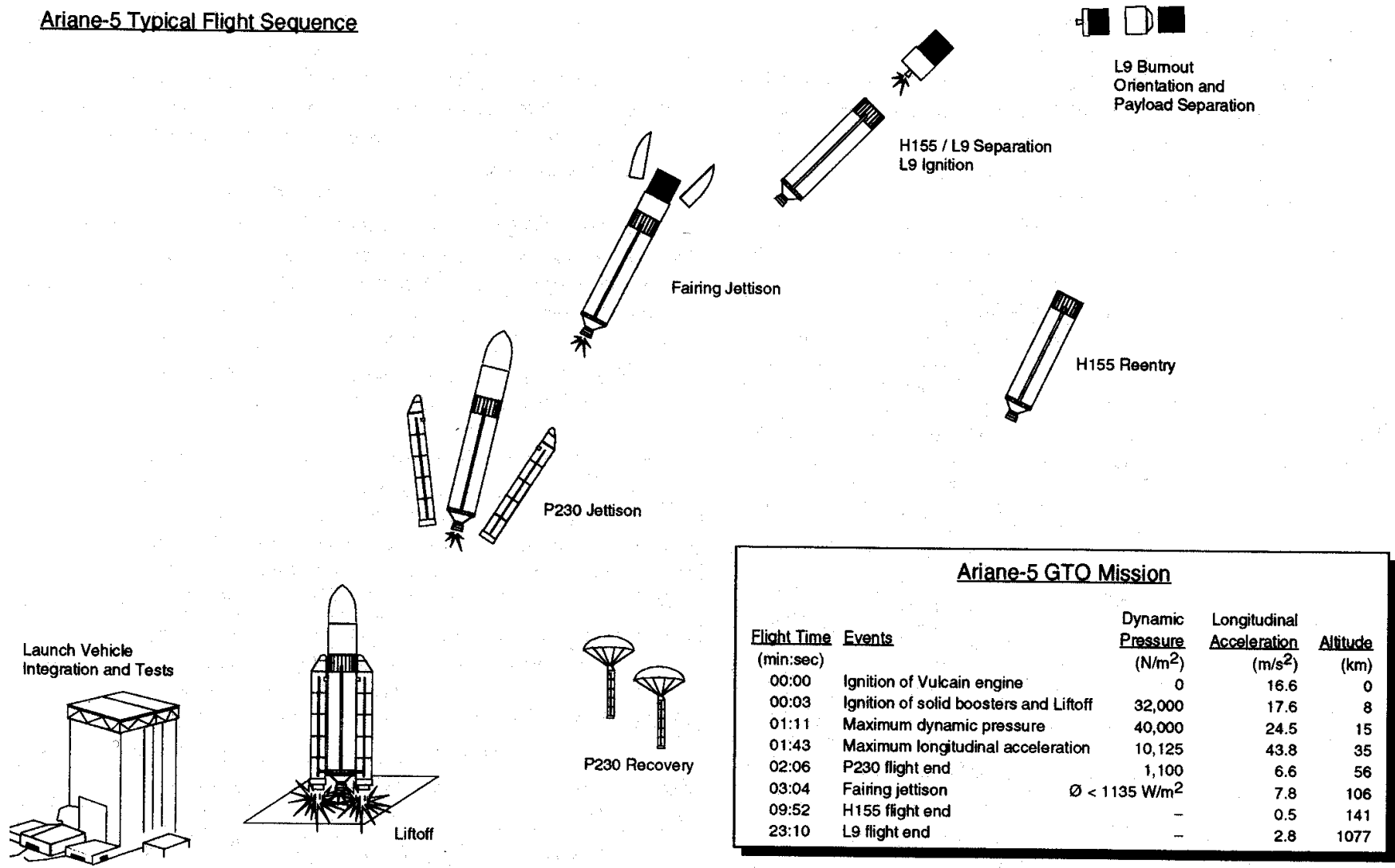
❑ **Rapporto spinta/peso:**

Valori tipici:

- per sistemi di lancio:  $S/W \approx 1.2 - 1.7$  (propulsione chimica)
- per trasferimento orbitale:  $S/W \approx 0.2$  (propulsione chimica)
- per navigazione spaziale:  $S/W$  (arcogetti  $\approx 10^{-3}$ ; al plasma  $\approx 10^{-4}$ ; ioni  $\approx 10^{-5}$ )

# La stadiazione

## Ariane-5 Typical Flight Sequence



Flight Time (min:sec)	Events	Dynamic Pressure (N/m <sup>2</sup> )	Longitudinal Acceleration (m/s <sup>2</sup> )	Altitude (km)
00:00	Ignition of Vulcain engine	0	16.6	0
00:03	Ignition of solid boosters and Liftoff	32,000	17.6	8
01:11	Maximum dynamic pressure	40,000	24.5	15
01:43	Maximum longitudinal acceleration	10,125	43.8	35
02:06	P230 flight end	1,100	6.6	56
03:04	Fairing jettison	$\varnothing < 1135 \text{ W/m}^2$	7.8	106
09:52	H155 flight end	-	0.5	141
23:10	L9 flight end	-	2.8	1077

## Lanciatori multi-stadio

---

- ❑ I sistemi multistadio sono costituiti da una serie di veicoli singoli, ciascuno dei quali funziona autonomamente. Lo stadio viene sganciato quando ha esaurito il propellente trasportato; si abbandona così la parte di **massa inerte** non più necessaria ai fini della missione, evitando di continuare ad accelerarla
- ❑ I veicoli multistadio, rispetto ai monostadio, consentono il raggiungimento di una velocità finale più elevata
- ❑ La tecnica multistadio permette di impiegare nei diversi stadi ugelli con diverso rapporto delle aree, realizzando così alle diverse quote un "adattamento" discreto dell'ugello
- ❑ La suddivisione di un veicolo in più stadi consente dunque di ottimizzare il rapporto di massa
- ❑ Risulta evidente come all'aumentare del numero degli stadi aumenta la complessità del sistema, mentre diminuisce il guadagno nell'incremento di velocità  $\Delta V$



## Fondamentale conseguenza della stadiazione

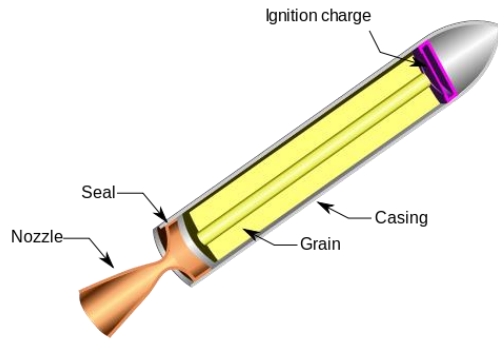
---

Per endoreattori termici di tipo chimico il valore massimo di impulso specifico è di circa  $450\text{ s}$ , mentre per un velivolo monostadio il valore massimo di MR è circa  $0.15$ . Utilizzando questi valori, l'equazione di Tsiolkovsky fornisce come velocità massima raggiungibile da un velivolo monostadio propulso da un endoreattore chimico il valore di circa  $8.4\text{ km/s}$

Mettere in orbita un satellite richiede una velocità di circa  $8\text{ km/s}$

La velocità di fuga dalla Terra è circa  $11.3\text{ km/s}$ . Un velivolo monostadio dunque non sarà mai in grado di sfuggire al campo gravitazionale terrestre .

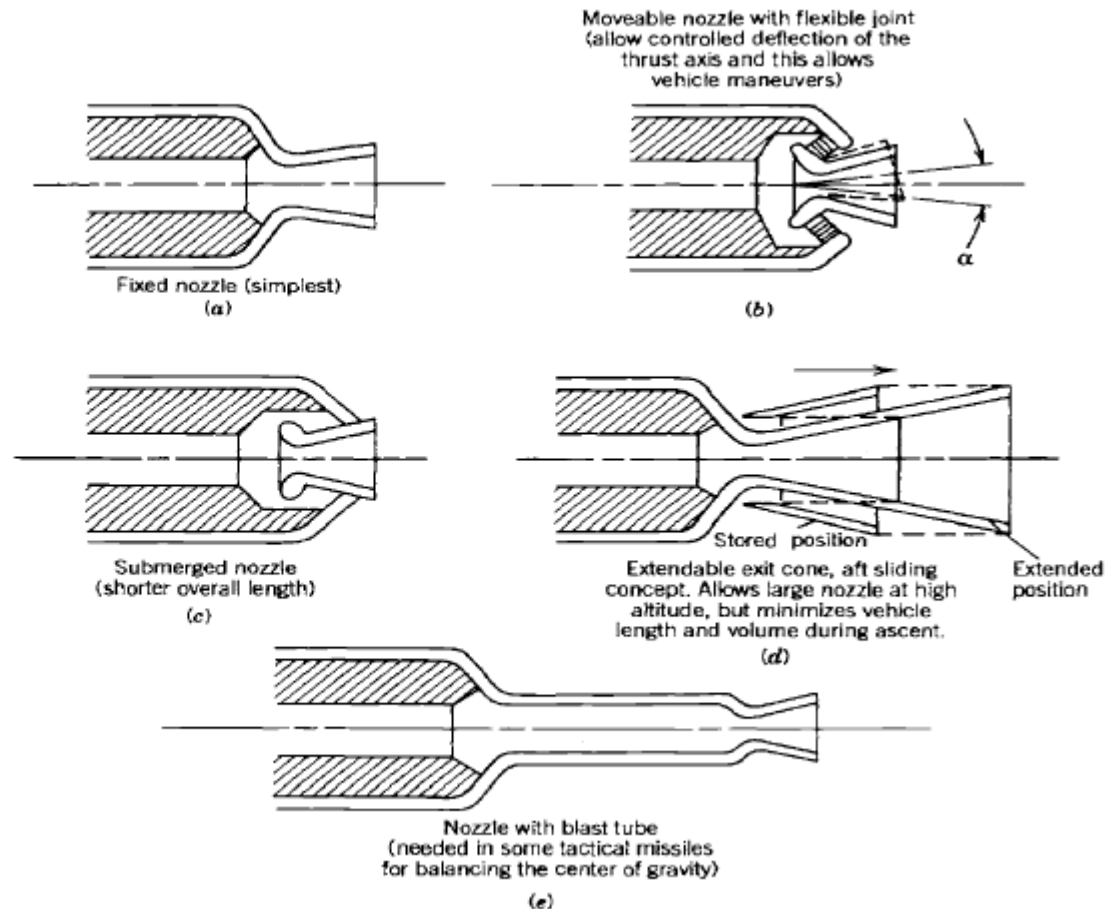
# Ugello



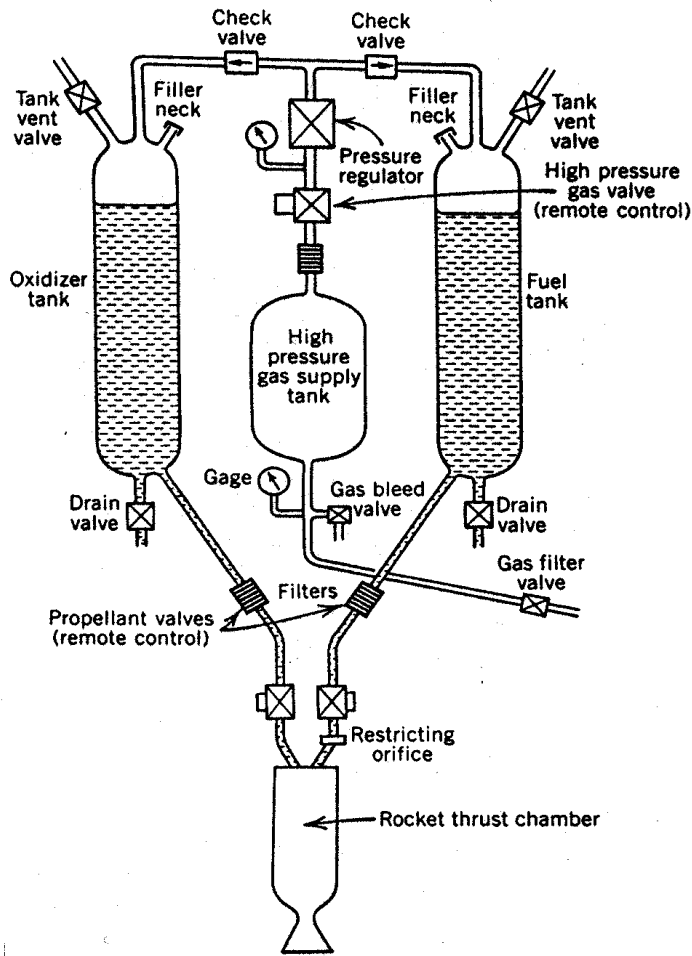
L'ugello provvede all'accelerazione del gas.

Diverse configurazioni esistenti a seconda dell'applicazione

Deve essere protetto dalle alte temperature dei gas con metodi passivi (protezioni termiche)



# Endoreattore a propellente liquido

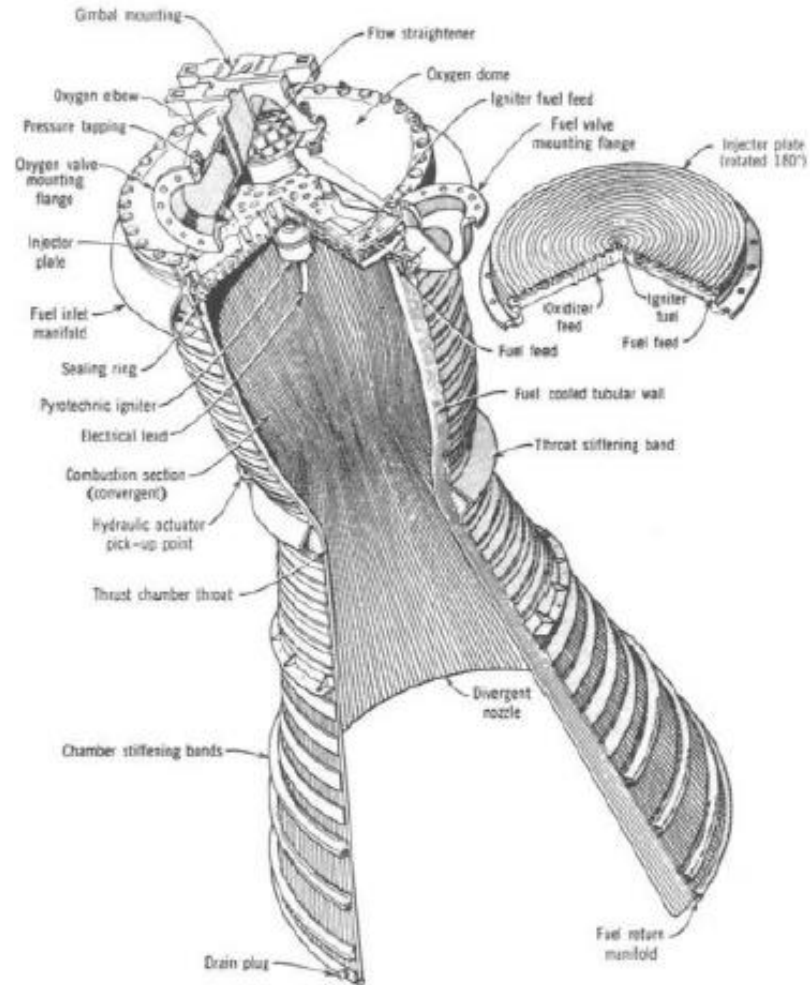


Schema di endoreattore a **propellente liquido** con sistema di alimentazione a pressione di gas.

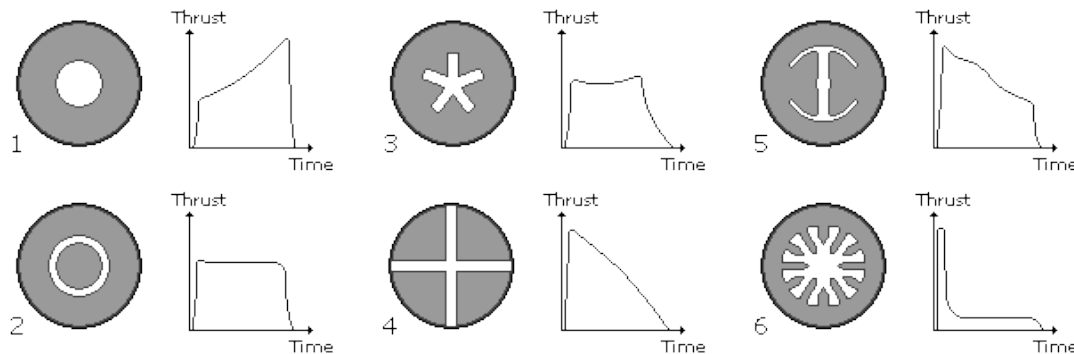
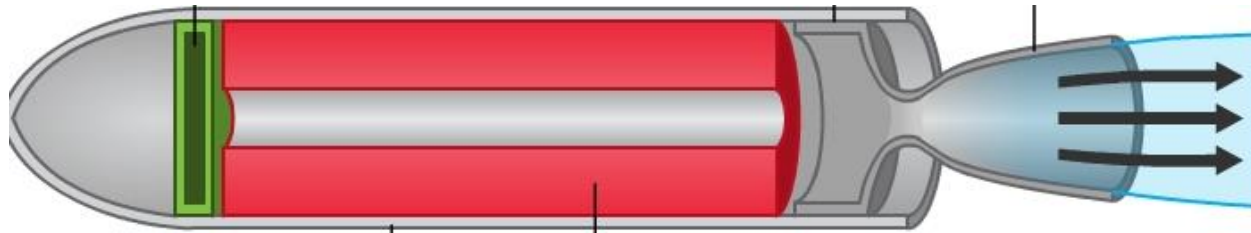
I propellenti liquidi tradizionalmente consistono di un ossidante liquido (ad es., ossigeno liquido) ed un combustibile liquido (ad es., idrogeno liquido).

Il sistema presenta notevole complessità impiantistica a fronte di una **grande flessibilità** che consente, oltre ad una **regolazione della spinta**, la possibilità di **spegnimento e riaccensione**.

# Il nucleo del motore a propellente liquido



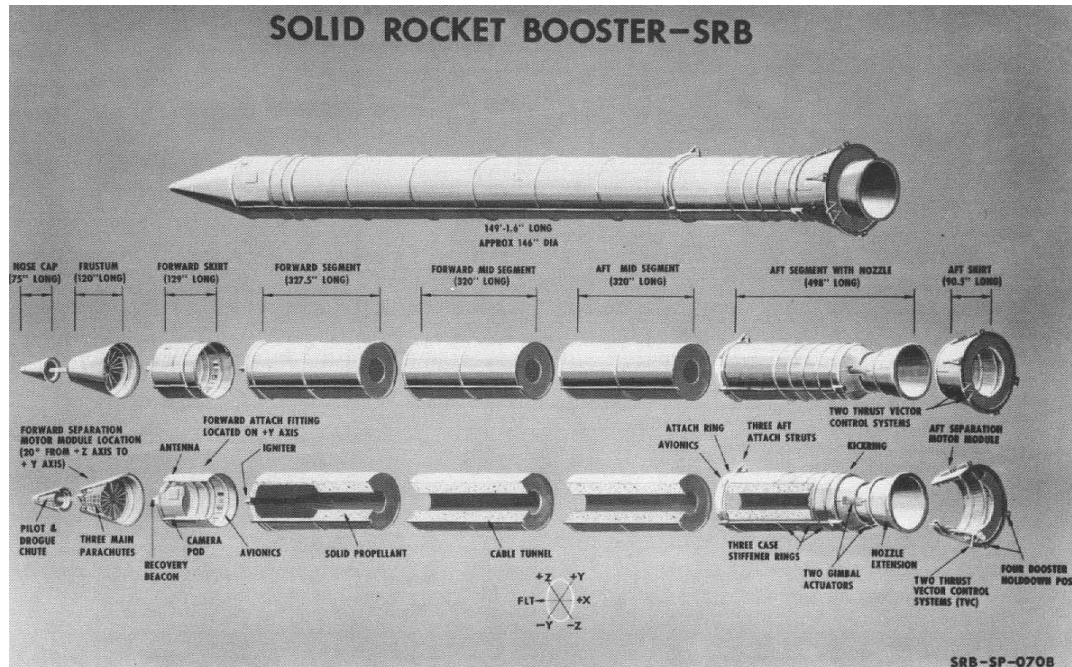
# Endoreattore a propellente solido



## Schema di endoreattore a propellente solido

Il propellente solido, contenuto nel grano, può assumere, come indicato, diverse configurazioni geometriche. Il propellente contiene elementi chimici ossidanti e riducenti, tali da garantire una combustione completa. Il sistema presenta una notevole **semplicità impiantistica** a fronte di una **scarsa flessibilità**.

# I componenti principali

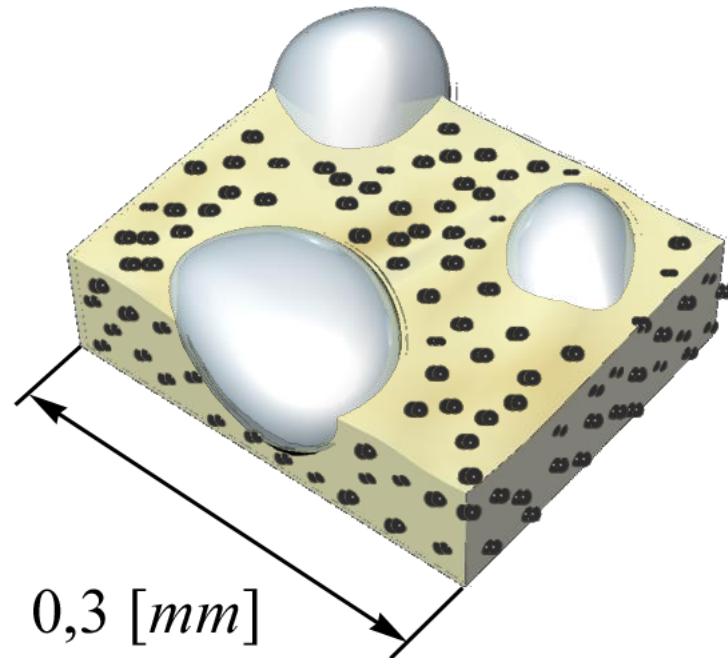


- Propellente: temperatura combustione a circa 3000-3500 °C
- Pressione: deriva da accoppiamento tra massa prodotta e scaricata
- Spinta: espansione dei gas caldi in ugello
- Accenditore: inizia il processo di combustione
- Case e protezioni termiche: struttura e resistenza al calore

# Composizione del propellente solido (composito)

## Propellente composito alluminizzato:

- ❑ **legante**  
(giallo)
- ❑ **ossidante**  
(bianco)
- ❑ **combustibile metallico**  
(nero)

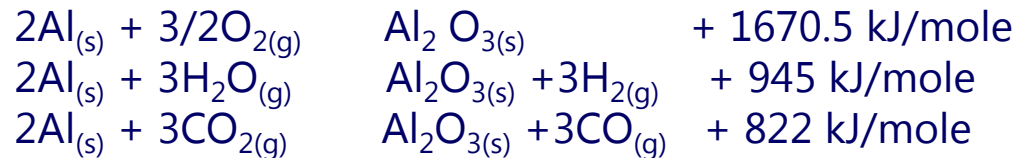


# Formulazione di un propellente solido composito: vantaggi nell'uso delle polveri metalliche

---

## Vantaggi derivanti dall'utilizzo di polveri di alluminio

- ❑ Processo di ossidazione di Al in  $\text{Al}_2\text{O}_3$  fortemente esotermico



- ❑ Nella reazione con  $\text{O}_2$  l'entalpia di combustione è 835 *kJ/mole* di Al, cioè 7.6 *kcal/g* di Al, valore superiore a tutti i combustibili convenzionali ( $\sim 4 \text{ kcal/g} \gg 1 \text{ kcal/g}$  tipico di sistemi CHON).  
Prestazioni migliori ma a fronte di altre significative controindicazioni per Be, Li, B (6 *kcal/g* per Be,  $\sim 5 \text{ kcal/g}$  per Li,  $\sim 4 \text{ kcal/g}$  per B)
- ❑ Aumento della stabilità di combustione
- ❑ Incremento dell'impulso specifico ponderale ( $I_s$ , poiché aumenta  $T_f/M$ ) e volumetrico ( $I_v$ , per l'elevata densità)



# Formulazione di un propellente solido composito: svantaggi nell'uso delle polveri metalliche

---

## Svantaggi derivanti dall'utilizzo di polveri di Al

- ❑ **Decremento delle prestazioni gasdinamiche nell'ugello**  
*(per la presenza di flusso bifase)*
- ❑ **Combustione incompleta di Al**
- ❑ **Aumento dei flussi termici a parete**  
*(aumento della massa inerte delle protezioni termiche)*
- ❑ **Accumulo di scorie solide**

# I processi di combustione dei propellenti

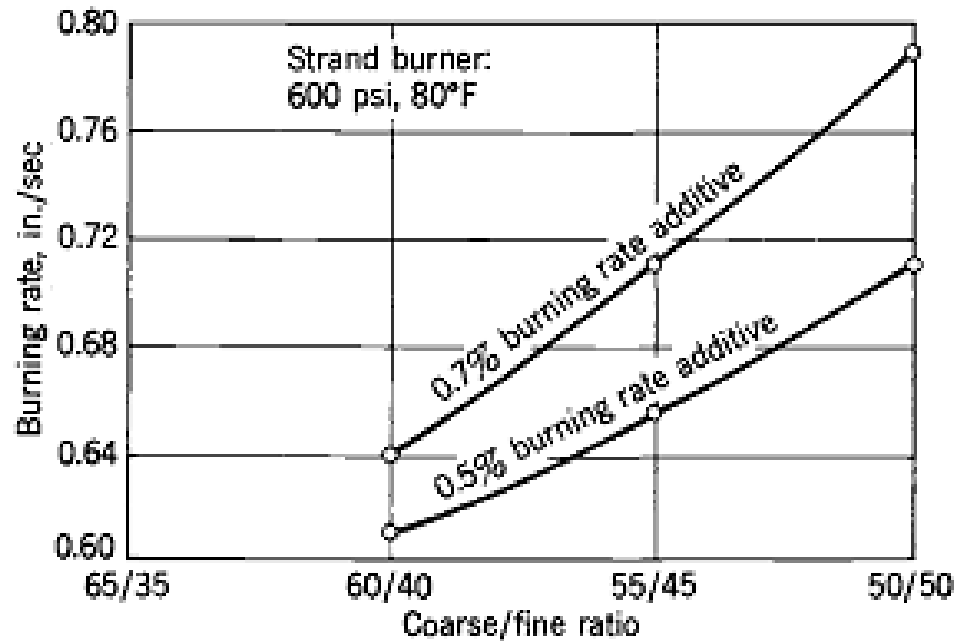
---

**I processi di combustione, il cui esito finale è la velocità di combustione, risultano dipendere prioritariamente da:**

- **pressione** (*legge di Vieille:  $r_b = a p^n$* )
- **formulazione chimica** del propellente  
(matrice legante, tipo di ossidante, natura delle polveri metalliche)
- **granulometria** degli ingredienti  
(degli ossidanti e delle polveri metalliche)

## Effetti della granulometria dell'ossidante (AP)

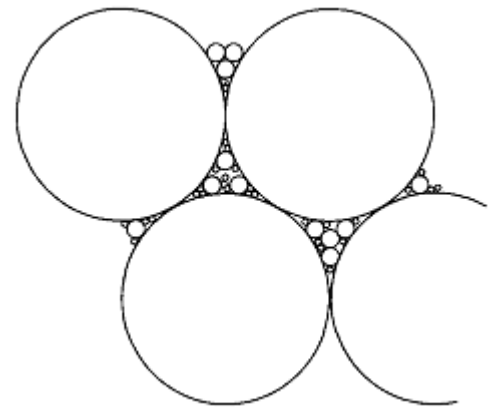
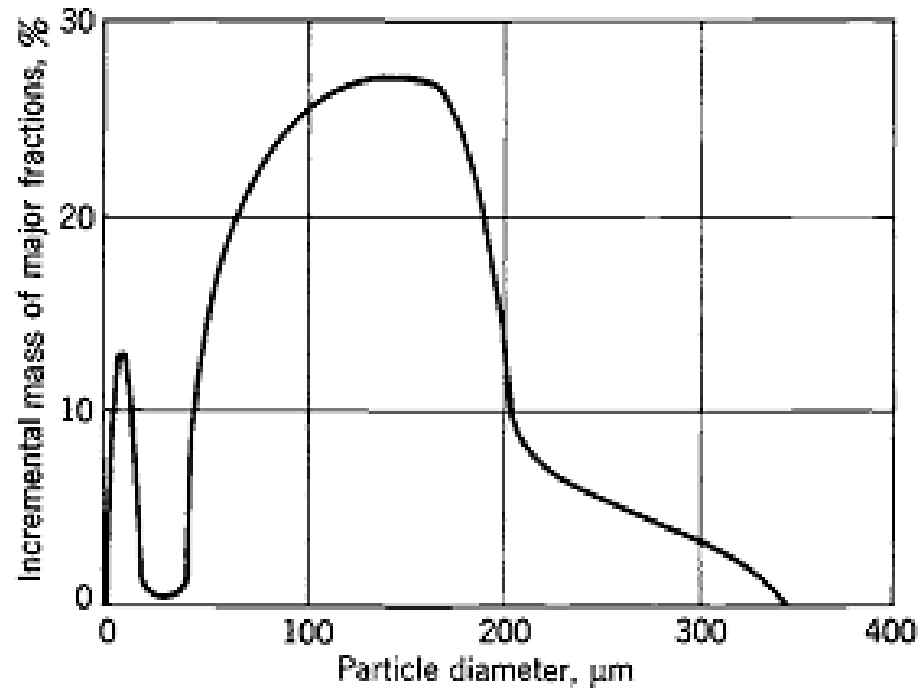
---



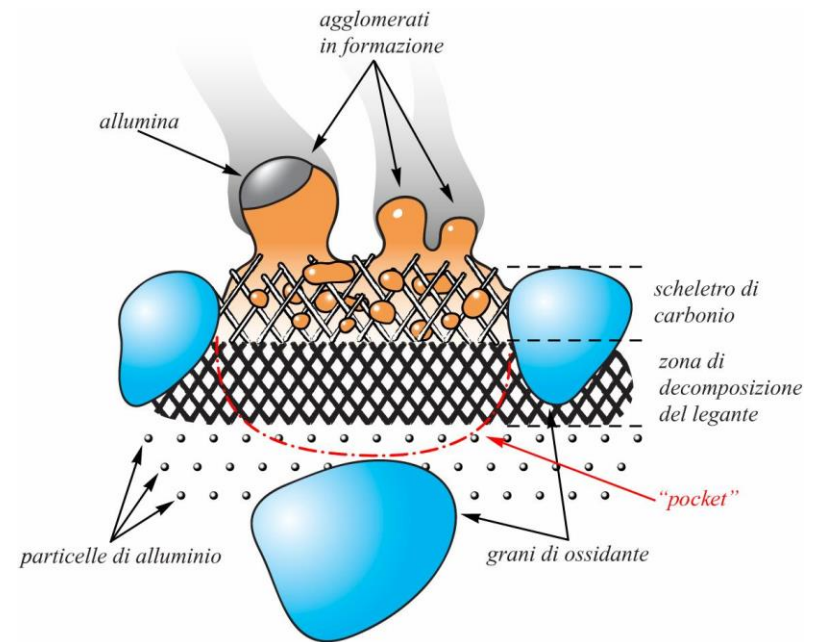
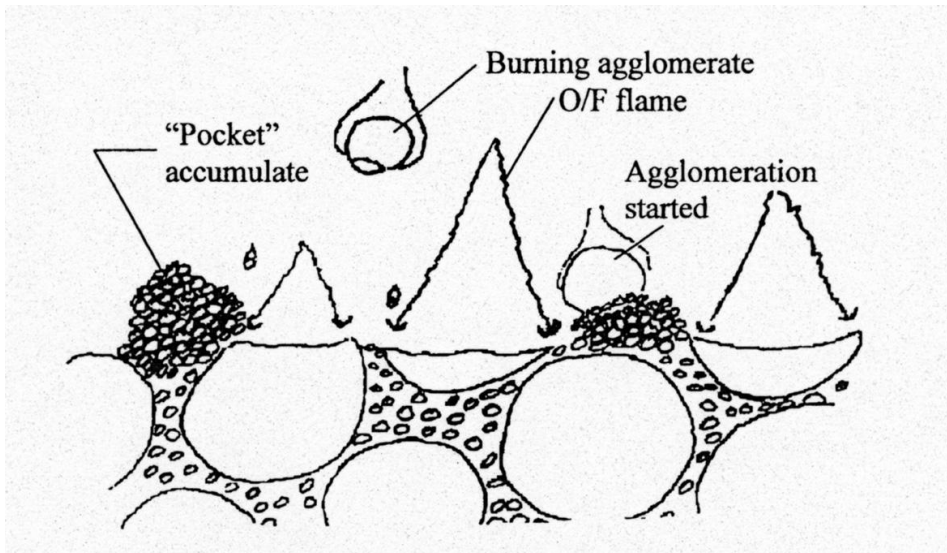
**Effetti tipici delle dimensioni delle particelle di AP e di additivi sulla velocità di combustione di un propellente solido composito**

## Composizioni bi- o multi-modali

---



# Agglomerazione dell'alluminio alla superficie di combustione

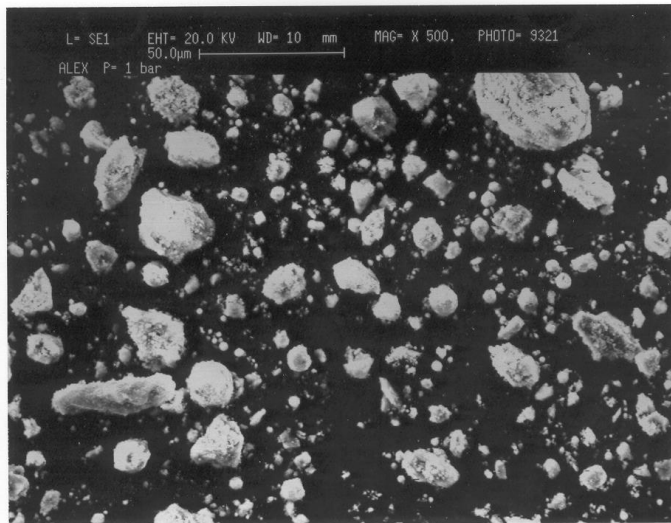


# Analisi dei residui condensati

---

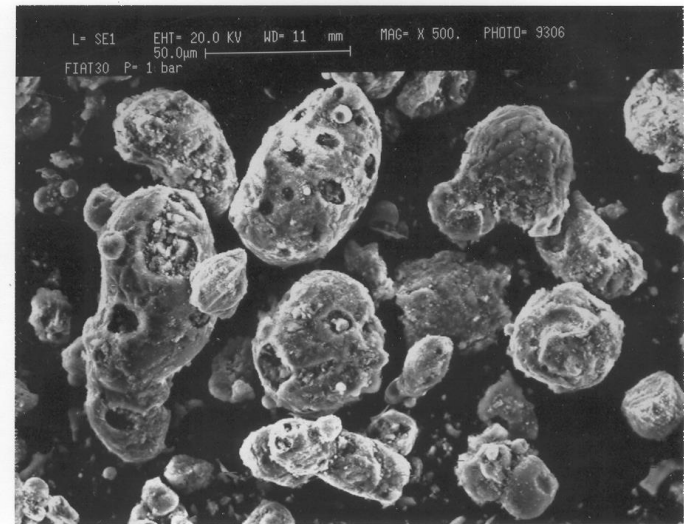
## Micrografie di residui di combustione di propellenti alluminizzati (SPLab, Politecnico di Milano)

mag = x 500



P\_01  
(Al: 0.10 µm)

mag = x 500

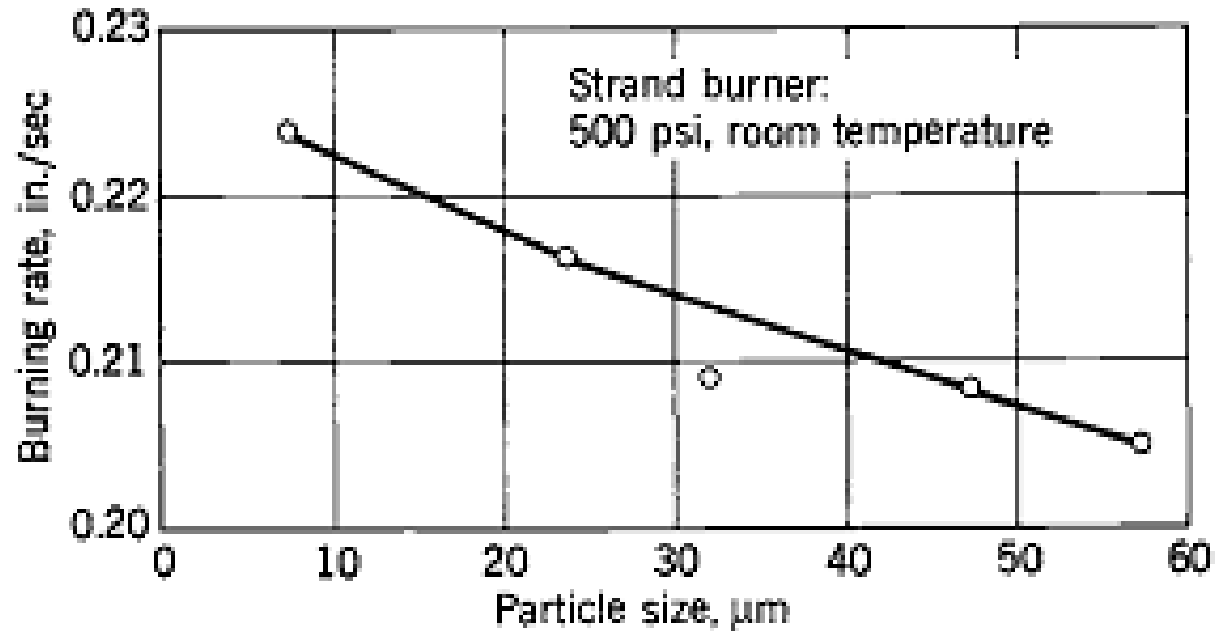


P\_05  
(Al: 30 µm)

p = 1 bar

## Effetti della granulometria alluminio (dimensioni micrometriche)

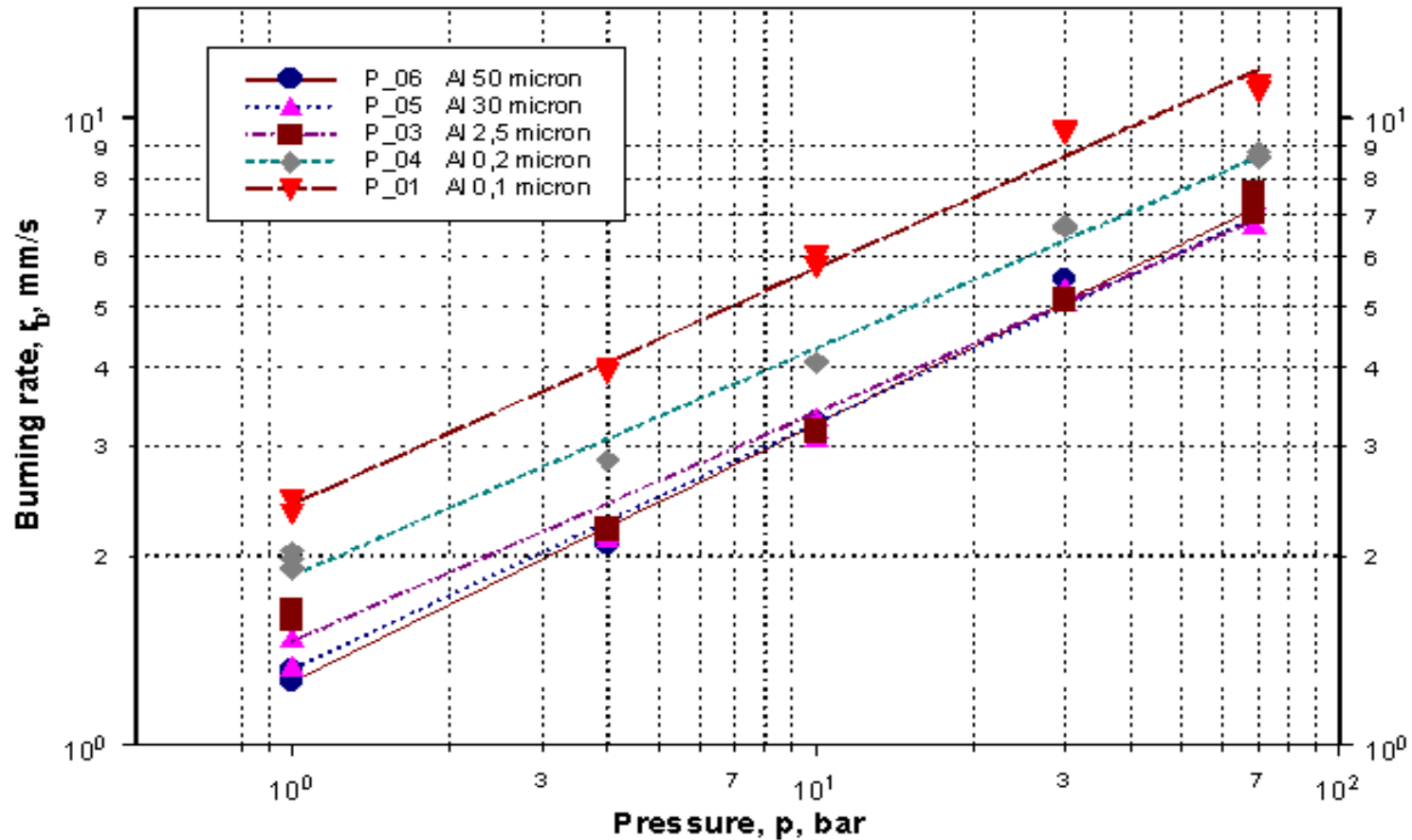
---



**Effetti della dimensione della polvere di Alluminio sulla velocità di combustione**

# Effetti della presenza di nano-Alluminio

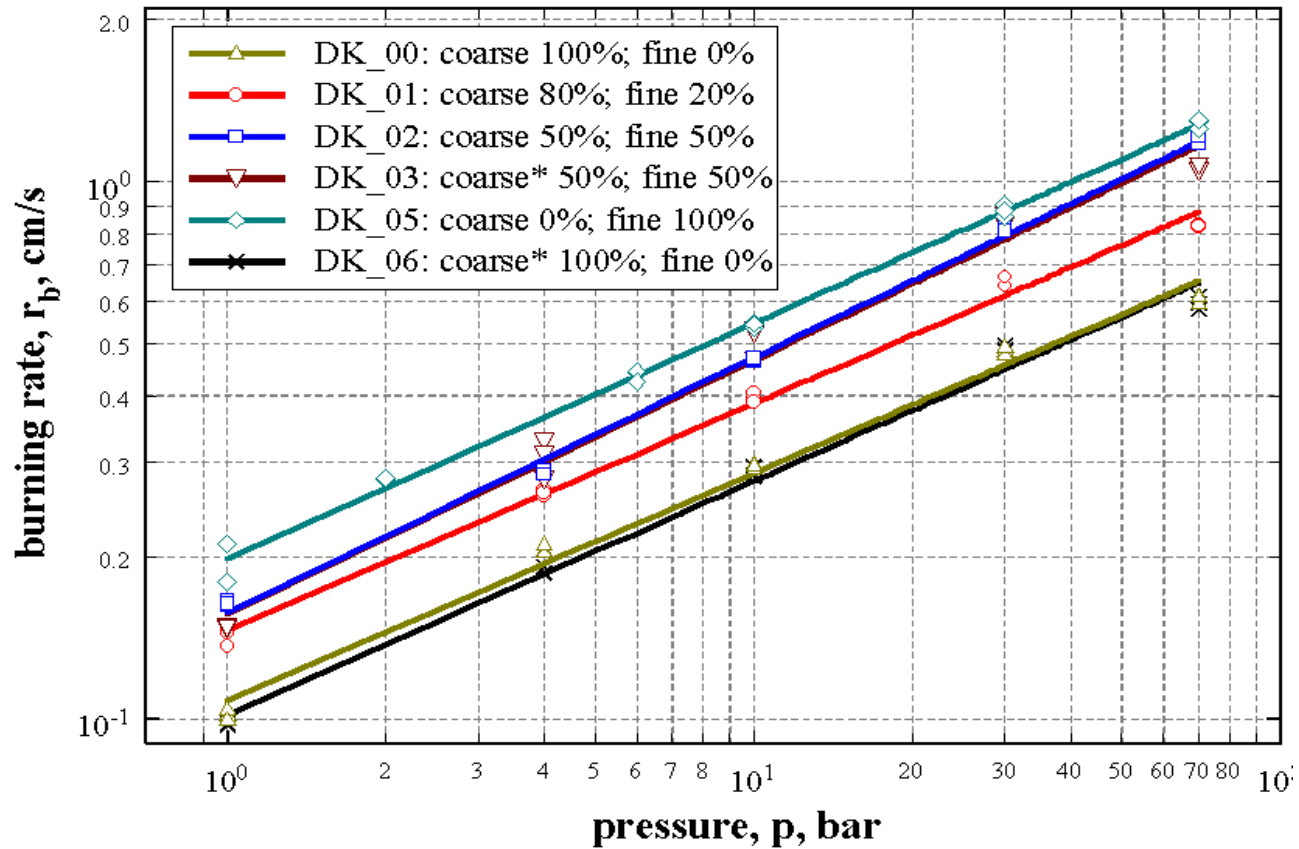
Misura della velocità di combustione  
(SPLab, Politecnico di Milano)





# Effetti della presenza di nano-Alluminio

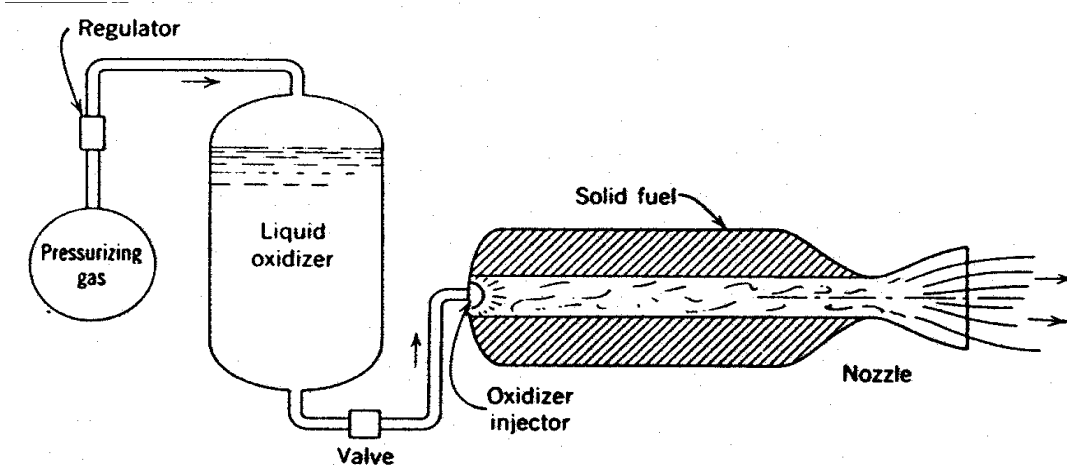
## Misura della velocità di combustione (SPLab, Politecnico di Milano)



# Endoreattore ibrido

---

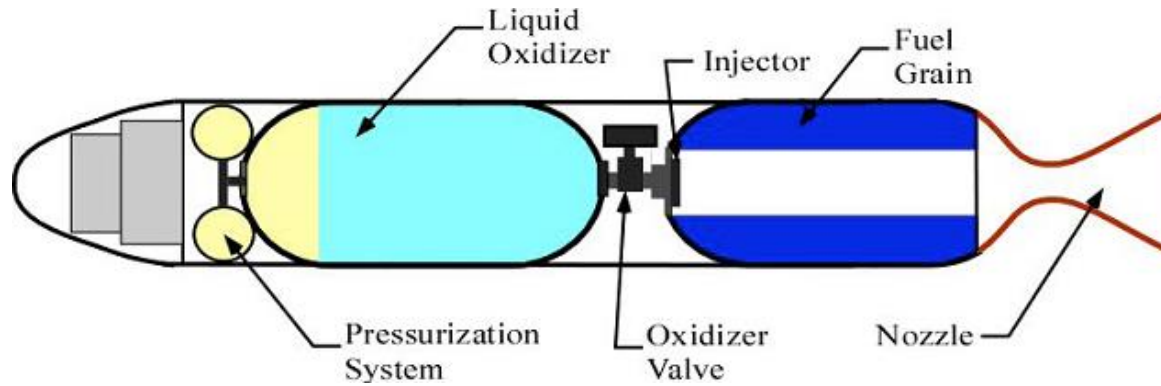
**Schema di endoreattore di tipo ibrido.**



**I principali vantaggi di un endoreattore di tipo ibrido sono sintetizzabili nei seguenti aspetti: economicità del propulsore; configurazione geometrica semplice del grano di propellente solido; possibilità di spegnimento e riaccensione; disponibilità di un componente liquido per la regolazione della spinta e il raffreddamento dell'ugello**

# Endoreattore ibrido

---



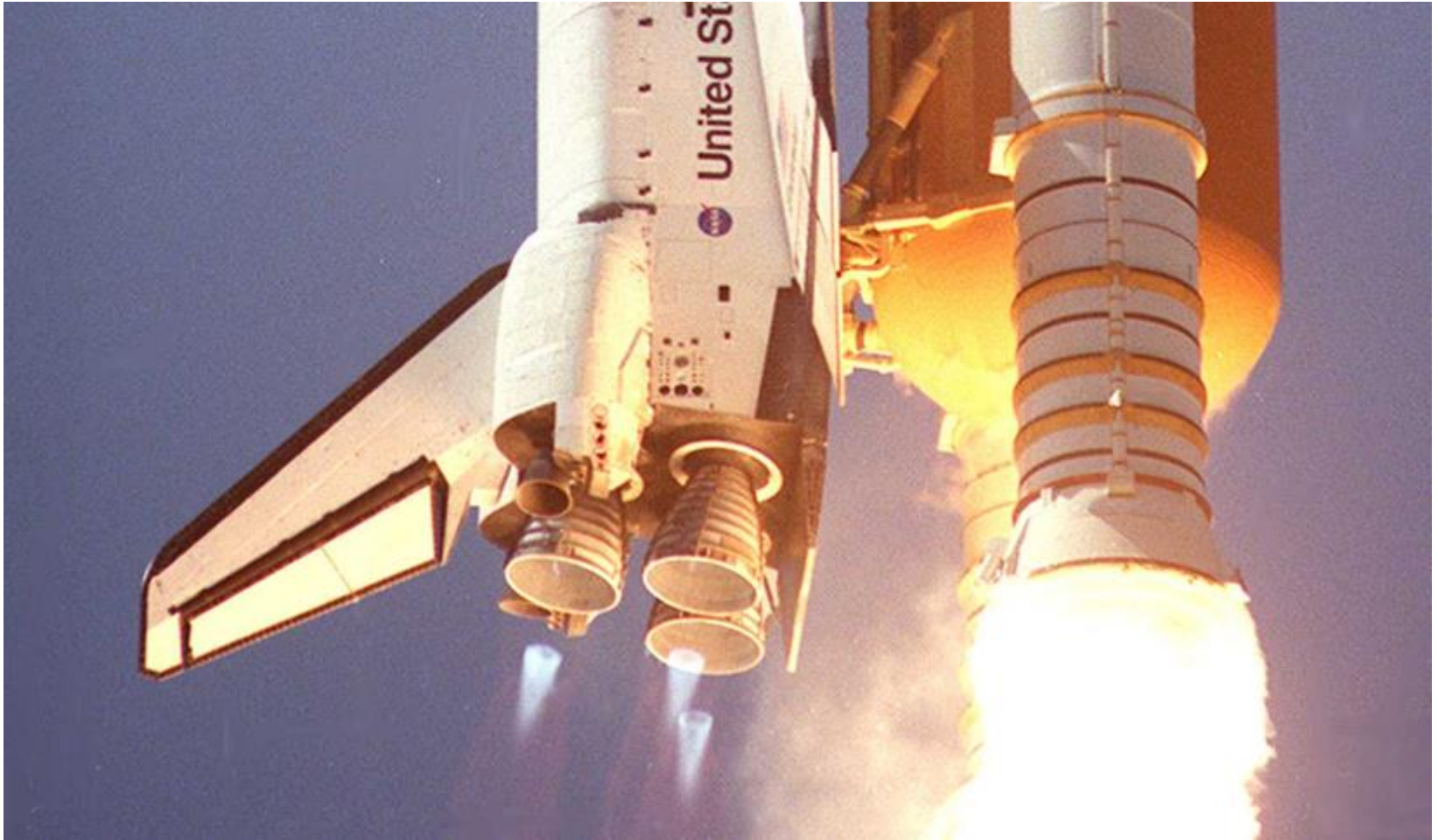
# Lo Space Shuttle: analisi del sistema propulsivo

---



## Lo Space Shuttle: analisi del sistema propulsivo

---



# Lo Space Shuttle: analisi del sistema propulsivo

---

	<b>Sistemi di propulsione</b>	<b>Propellenti</b>	<b>Impulso Specifico <math>I_s</math> , [s]</b>	<b>Spinta per singolo motore F, [N]</b>
Shuttle Orbiter	Space Shuttle Main Engine (SSME)	O <sub>2</sub> liquido + H <sub>2</sub> liquido	455 (nel vuoto)	1'670'000 (sea level) 2'100'000 (nel vuoto)
	Sistemi di manovra orbitale	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> + MMH Monometil-idrazina	313 (nel vuoto)	27'000 (nel vuoto)
	Sistemi di controllo	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> + MMH Monometil-idrazina	280-304 (in funzione del rapporto aree)	3'870 - 106.8
Booster a solido	Motore a solido (fase di lancio)	perclorato di ammonio + Al + HTPB	268.6 (nel vuoto)	14.700.000

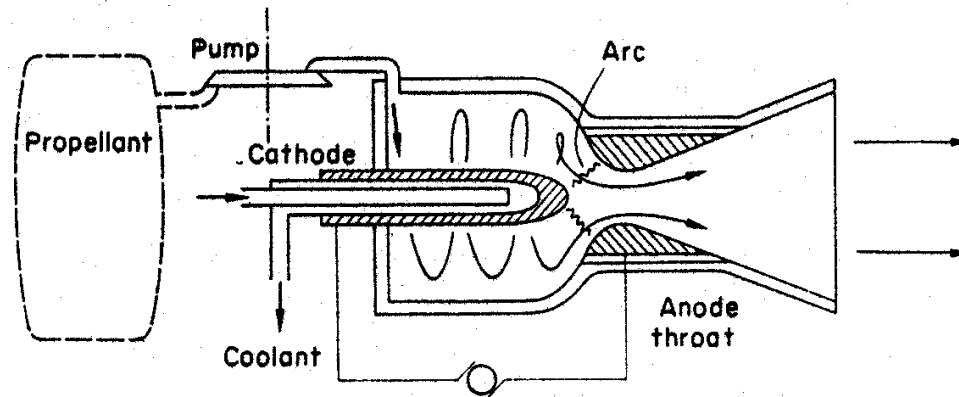
# Endoreattori elettrici

---

- ❑ La propulsione elettrica, nel suo sviluppo storico è stata limitata dalla necessità di una significativa richiesta di potenza elettrica, da una consistente massa inerte, dalla limitatezza della spinta.
- ❑ Lo sviluppo della propulsione elettrica è **strettamente correlata allo sviluppo di sistemi di generazione di energia elettrica installati a bordo**. I bassi rendimenti dei sistemi di immagazzinamento dell'energia elettrica e la necessità di potenze più alte spinge al ricorso di sorgenti quali l'energia nucleare.
- ❑ Il principio di base della propulsione elettrica è di ottenere una velocità elevata del getto di propellente scaricato accelerando ioni positivi attraverso un campo elettrico oppure un plasma attraverso un campo magnetico, anziché, come avviene nella propulsione chimica, prodotti di combustione ad elevata temperatura sotto un elevato gradiente di pressione.
- ❑ La spinta, negli endoreattori elettrici, è bassa, **dell'ordine dei N o perfino dei mN**. Le velocità di scarico sono molto alte ma le masse accelerate sono molto basse. Si deve inoltre osservare che nei sistemi di propulsione termica l'energia primaria, cioè l'energia chimica del propellente contenuto nei serbatoi, viene trasformata in energia cinetica del getto con un buon rendimento ed impiegando una modesta frazione di massa inerte. Nei sistemi di propulsione elettrica l'energia primaria viene invece convertita con basso rendimento ed impiegando una consistente frazione di massa inerte. Il rapporto spinta peso nei sistemi di propulsione elettrica è dell'ordine di  $\approx 10^{-3}$  (inutilizzabili quindi nei sistemi di lancio)
- ❑ I sistemi di propulsione chimica sviluppano spinte elevate con ridotti  $I_s$  ed elevati  $I_{tot}$ . Al contrario i sistemi di propulsione elettrica sviluppano spinte basse con elevati  $I_s$  e possibilmente elevati  $I_{tot}$ .

## Endoreattori elettrici (elettrotermici)

---

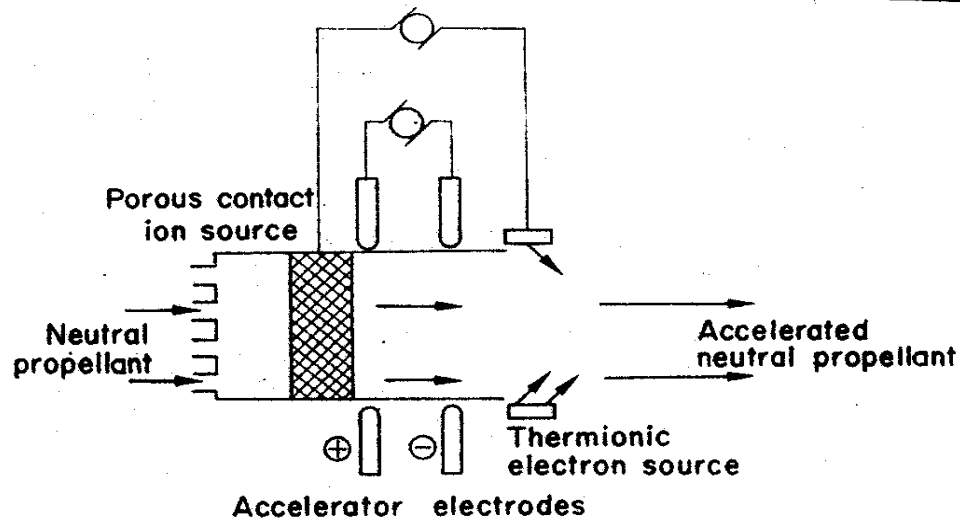


L'endoreattore elettrico di tipo **elettrotermico** impiega energia elettrica per il riscaldamento di un propellente gassoso che viene quindi espanso e accelerato in un ugello. Il riscaldamento del propellente si realizza con due distinte soluzioni: l'**arcogetto** (il propellente attraversa un arco elettrico) e il **resistogetto** (il propellente lambisce superfici riscaldate elettricamente). L'arcogetto è caratterizzato da due importanti problemi: la stabilizzazione dell'arco e la refrigerazione degli elettrodi. Il resistogetto è di minor interesse applicativo poiché il punto di fusione dei resistori pone un limite insuperabile alla temperatura raggiungibile dal gas.



## Endoreattori elettrici (elettrostatici)

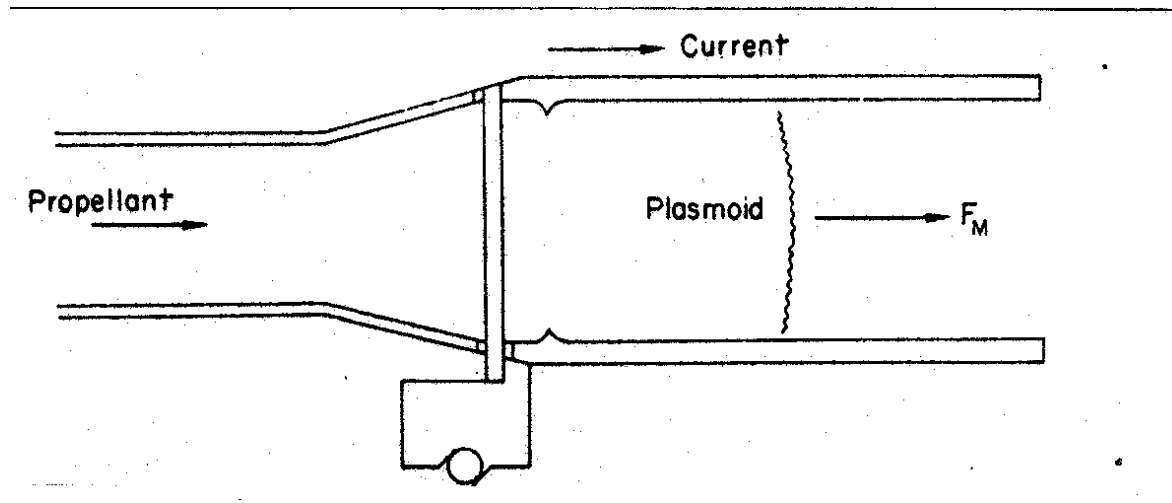
---



L'endoreattore elettrico di tipo **elettrostatico** è integralmente elettrico ed è caratterizzato dall'assenza di una qualsiasi trasformazione termodinamica. Concettualmente è costituito da un dispositivo di ionizzazione del propellente (vapori di metalli alcalini, tipicamente cesio), da uno o più elettrodi che estraggono ioni, li orientano e li accelerano a velocità elevata e da uno o più emettitori di elettroni che neutralizzano elettricamente il getto. L'espulsione di ioni positivi carica negativamente il propulsore, in misura crescente, fino ad attrarre gli ioni accelerati, producendo una diminuzione della spinta.

## Endoreattori elettrici (elettromagnetici)

---



L'endoreattore elettrico di tipo **elettromagnetico** sfrutta la forza esercitata su di un conduttore percorso da corrente e immerso in un campo magnetico. Se il conduttore è un plasma è possibile accelerarlo ed ottenere velocità dell'ordine dei 150.000 m/s. Nella soluzione a rotaie parallele presentata in figura, il plasma prodotto nel gas propellente dall'arco elettrico che scocca tra le rotaie viene accelerato lungo le rotaie da una forza, per unità di lunghezza, di intensità pari al prodotto della corrente per l'intensità del campo magnetico. La soluzione descritta in figura ha funzionamento intermittente legato alla frequenza con cui scocca l'arco.

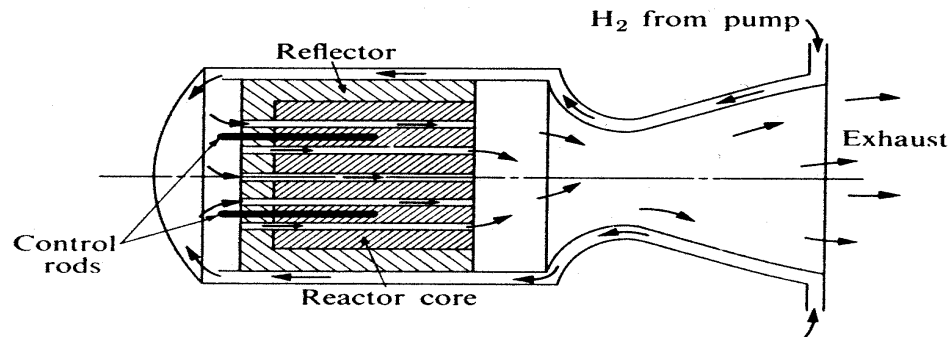
# Endoreattori nucleari

---

- ❑ Gli endoreattori nucleari impiegano un reattore nucleare come sorgente di calore, utile a riscaldare il propellente alla temperatura prevista dalle condizioni di progetto
- ❑ Esistono due diverse forme di applicazione della propulsione nucleare. La prima viene definita termica (*Nuclear Thermal Propulsion*, **NPT**). Il reattore nucleare costituisce la sorgente di potenza termica e la spinta viene generata attraverso l'utilizzo di un ugello convergente-divergente
- ❑ La seconda forma viene definita elettrica (*Nuclear Electric Propulsion*, **NEP**). Il reattore nucleare costituisce in questa modalità la sorgente di potenza elettrica e la spinta viene generata per via elettromagnetica
- ❑ La propulsione nucleare di tipo termico rappresenta una tecnologia nota. Esempi sono rappresentati dal propulsore nucleare termico NERVA (1560 MW) sviluppato in USA da Aerojet e Westinghouse, e dal propulsore nucleare termico RD-410 (185 MW termici) sviluppato in Russia da KeRC
- ❑ La propulsione nucleare di tipo elettrico appare, allo stato attuale delle conoscenze e della tecnologia, la soluzione più appropriata per le future missioni di esplorazione spaziale. In particolare appare come soluzione in grado di far fronte a missioni spaziali oggi non affrontabili, quali l'esplorazione umana del sistema solare. Pur essendo difficile oggi ritenere percorribile lo sviluppo della propulsione nucleare rivolto ai sistemi di lancio, il netto miglioramento delle prestazioni propulsive e la riduzione dei costi di navigazione nello spazio ad essa associati, potrebbero portare alla possibilità di missioni oggi precluse dallo stato di avanzamento della tecnologia di cui si dispone

# Endoreattori nucleari

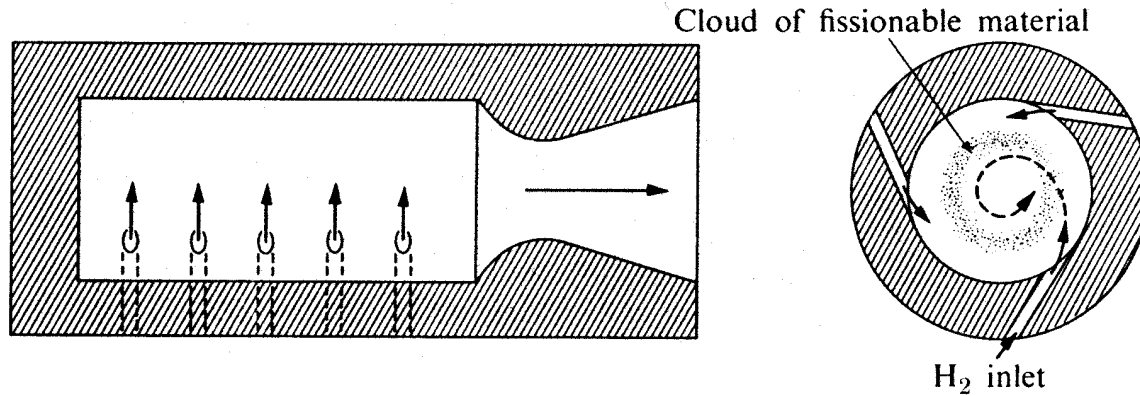
---



Schema di endoreattore a idrogeno a riscaldamento nucleare. Il principio di funzionamento di un endoreattore nucleare è basato sul calore sviluppato da reazioni nucleari. Il fluido di lavoro, generalmente idrogeno, viene riscaldato e compresso e quindi espanso attraverso un effusore di tipo tradizionale. Le reazioni nucleari teoricamente utilizzabili per un impiego propulsivo comprendono reazioni di fissione nucleare, di decadimento di isotopi radioattivi e di fusione nucleare. Le radiazioni emesse dal decadimento di isotopi radioattivi sono impiegate per riscaldare il fluido di lavoro. Nel caso di idrogeno possono essere raggiunti valori molto elevati di impulso specifico ( $> 600 \text{ s}$ ) ma l'elevata radioattività rende tale sistema di fatto improponibile. Per quanto riguarda la soluzione a fusione nucleare i vantaggi derivanti dalla mancanza di prodotti di fissione sono ben noti ma altrettanto nota è la difficoltà, allo stato attuale della tecnologia, del controllo prolungato di una reazione di fusione. Dal punto di vista della ricerca la soluzione più studiata è relativa al primo tipo e ricorre a reattori a nocciolo solido a ciclo aperto. Il fluido di lavoro riceve calore attraverso opportuni passaggi ricavati nel nocciolo. Si deve osservare che la densità di potenza per unità di volume del nocciolo ha valori comparabili con quella ottenibile da endoreattori chimici ( $3\text{-}4 \cdot 10^3 \text{ MW/m}^3$ ). Il fluido di lavoro è costituito da idrogeno in virtù del basso peso molecolare che consente il raggiungimento di valori di impulso specifico compresi tra  $500$  e  $1200 \text{ s}$ . Si consideri infine che mentre nell'endoreattore chimico l'energia è sviluppata all'interno del propellente, nell'endoreattore nucleare la sorgente di potenza è separata dal propellente.

# Endoreattori nucleari

---



Schema di endoreattore nucleare. Reattore di fissione a nocciolo gassoso nel quale il materiale di fissione è contenuto in un vortice. Il combustibile fissile viene disperso nel fluido di lavoro, nel quale ha luogo la reazione, che può portare il fluido a temperature previste dell'ordine di  $10.000\text{ K}$

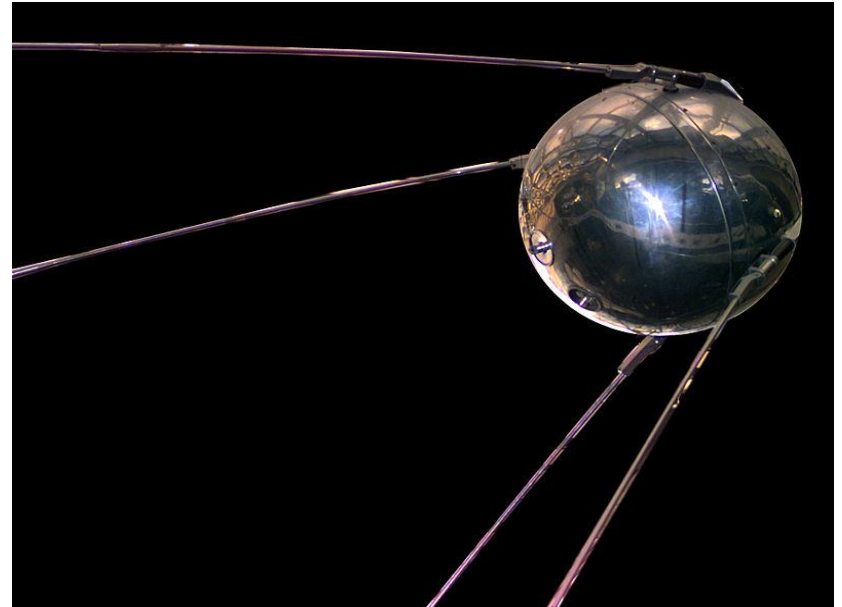
## Le tappe miliari dell'accesso e dell'esplorazione spaziale

---

- ❑ **1957: SPUTNIK 1**
- ❑ **1961: VOSTOK 1**
- ❑ **1965 MARINER 4**
- ❑ **1969 APOLLO 11 (L'uomo è sulla Luna)**
- ❑ **1972-73 PIONEER 10 e 11**
- ❑ **1981 SPACE SHUTTLE**
- ❑ **1986-97 MIR**
- ❑ **1990 TELESCOPIO HUBBLE**
- ❑ **1997-2004 CASSINI- HUYGENS**
- ❑ **1998 STAZIONE SPAZIALE INTERNAZIONALE**
- ❑ **2015 LA MISSIONE ROSETTA**

# Sputnik 1

---



- ❑ Trasformazione della V2 in vettore per il lancio di satelliti
- ❑ Costituito da una sfera in alluminio (58 cm), pressurizzata, dotata di due trasmettenti, batterie zinco-argento, e un termometro. Dal corpo centrale escono 4 antenne (2,5 m)
- ❑ Pesa 83 kg; compie 1440 orbite
- ❑ Lanciato il 4 ottobre 1957, rientra il 3 Gennaio 1958 bruciando in atmosfera

## Accesso ed esplorazione spaziale

---

- ❑ 3 Novembre 1957: lo *Sputnik 2*, dall'incredibile peso di 508 kg, orbita attorno alla terra. Nuovo smacco per la tecnologia americana
- ❑ 2 Gennaio 1959: *Luna-1*, del peso di 361 kg, sfugge al campo gravitazionale terrestre, sfiora la luna e si perde in un'orbita solare
- ❑ 12 Settembre 1959: *Luna-2* è il primo oggetto costruito dall'uomo a raggiungere la Luna
- ❑ 4 Ottobre 1959: *Luna-3*, circumnaviga la Luna e trasmette 29 fotografie della faccia nascosta
- ❑ 1958: gli USA costituiscono la NASA per tentare di recuperare il terreno perduto. Danno avvio al *programma Mercury* (capsule monoposto di 1.9 t)
- ❑ Il 12 Aprile 1961 *Yuri Gagarin* è il primo astronauta della storia. Percorre una intera orbita attorno alla Terra sulla navicella Vostok-1 (peso 4.7 t)
- ❑ Il 16 Giugno 1963 *Valentina Tereshkova* è la prima donna astronauta



# Le tappe miliari dell'accesso e dell'esplorazione spaziale

---

- ❑ 12 Ottobre 1964: *primo equipaggio plurimo* della storia (Komarov, Feokstistov, Yegorov)
- ❑ 18 Marzo 1965: Leonov, per oltre 12 min, compie la *prima passeggiata spaziale*
- ❑ Gli USA, terminato il programma Mercury, danno inizio al *programma Gemini* (navicelle biposto da 4 t)
- ❑ Maggio 1961: il Presidente J.F. Kennedy, annuncia lo *sbarco sulla Luna entro un decennio*
- ❑ Gli USA hanno recuperato terreno. I veicoli spaziali sovietici sono piu' pesanti ma meno sofisticati in termini di elettronica, sistemi di guida e controllo, computers
- ❑ L'Unione Sovietica vara di gran fretta il *programma Soyuz* che prevede navicelle triposto mirando allo sbarco sulla Luna
- ❑ Nel lancio di collaudo della Soyuz-1, *muore il veterano Komarov*

## Le tappe miliari dell'accesso e dell'esplorazione spaziale

---

- ❑ Dal marzo 1965 al Novembre 1966 hanno luogo *10 missioni Gemini*, con due astronauti a bordo. Tutte hanno successo.
- ❑ L'astronauta White nel Giugno 1965 (missione Gemini-4, tre mesi dopo l'analoga impresa di Leonov), compie una *passeggiata spaziale di 20 minuti*
- ❑ Dicembre 1965: la missione Gemini-7 resta *in orbita per 14 giorni*
- ❑ 15 Dicembre 1965: *aggancio nello spazio tra Gemini 6 e Gemini-7*
- ❑ Si chiude il programma Gemini, *ha inizio il programma Apollo*.  
Obiettivo: arrivare prima dei sovietici sulla Luna

# Le tappe miliari dell'accesso e dell'esplorazione spaziale

---

- ❑ Il *lanciatore Saturno 5* è un *tristadio, a propellenti liquidi, alto oltre 110 m*, in grado di immettere in orbita bassa terrestre carichi di 125 t. Il primo stadio dispone di 5 motori F-1, ciascuno dei quali realizza una spinta di 680 t
- ❑ La navicella *Apollo consta di 3 moduli* (comando, servizio, sbarco lunare), dal peso complessivo a pieno carico di 52 t. Il ritorno sulla Terra è previsto per il solo modulo di comando del peso di 6 t, nel quale trovano sistemazione i tre astronauti
- ❑ Agli inizi del 1967 la sfida si corre sul filo delle settimane. Dopo l'incidente mortale di Komarov, *muoiono i tre astronauti americani Grissom, Chaffee e White*, il 27 Gennaio 1967 nell'incendio de modulo di comando a terra durante le prove dello stesso
- ❑ Gli USA riprendono i voli con equipaggio l'*11 Ottobre 1968 con la missione Apollo 7*. I sovietici il *26 e 27 Ottobre 1968 con Soyuz-2 priva di astronauti e Soyuz-3* con un astronauta a bordo
- ❑ L'URSS prende coscienza che la sfida è ormai perduta e si indirizza al programma alternativo dell'esplorazione automatica del suolo lunare. *Luna-16* allunerà il 12 Settembre 1970, 14 mesi dopo lo sbarco degli astronauti americani

# Le tappe miliari dell'accesso e dell'esplorazione spaziale

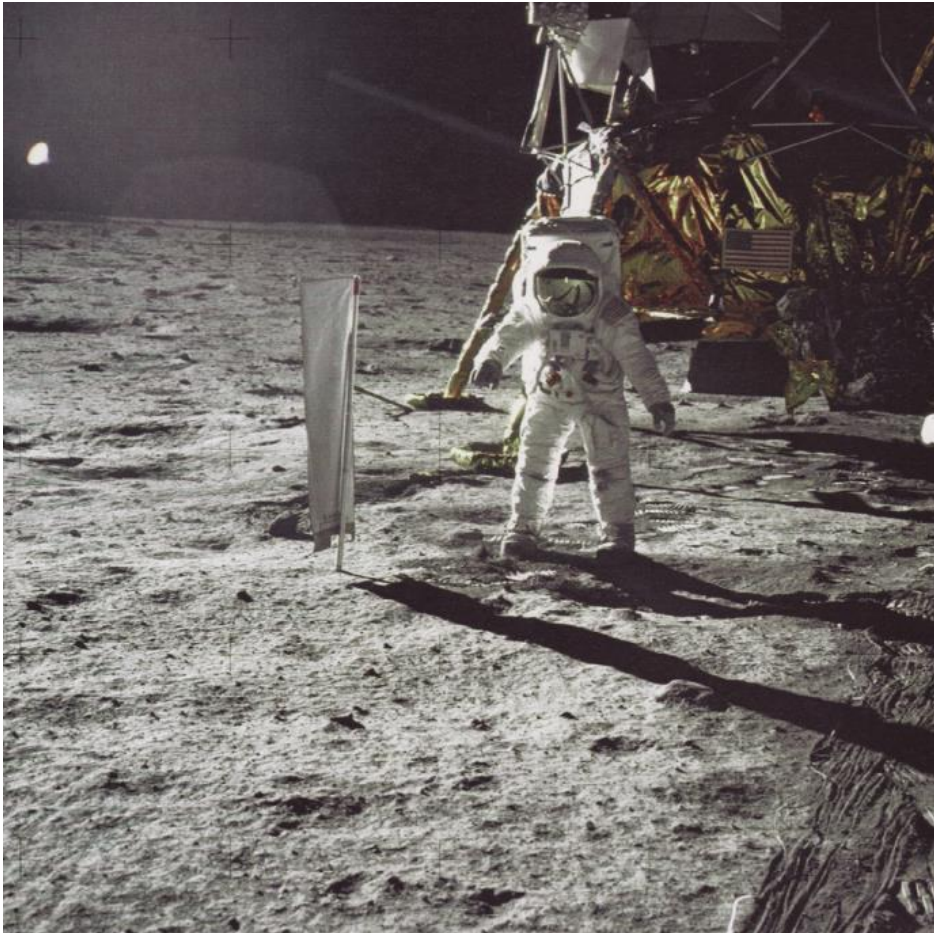
---

- ❑ 21 Dicembre 1968: *Apollo-8* circumnaviga la Luna nel Natale 1968 con a bordo gli astronauti Borman, Lovell e Anders
- ❑ Marzo 1969: *Apollo-9* collauda le manovre di aggancio del modulo lunare
- ❑ Maggio 1969: *Apollo-10* svolge con successo l'intera missione di sbarco sulla Luna ad eccezione dell'allunaggio
- ❑ *16 Luglio 1969: parte da Cape Canaveral la missione Apollo-11. Nella notte tra il 20 e il 21 Luglio 1969 gli astronauti Armstrong e Aldrin sbarcano sulla Luna, Collins resta in orbita lunare*

## 20-21 Luglio 1969: l'uomo è sulla Luna

---

**Qui uomini venuti dal pianeta Terra posero per la prima volta piede sulla luna. Luglio 1969 A.D.. Siamo venuti in pace per tutta l'umanità"**



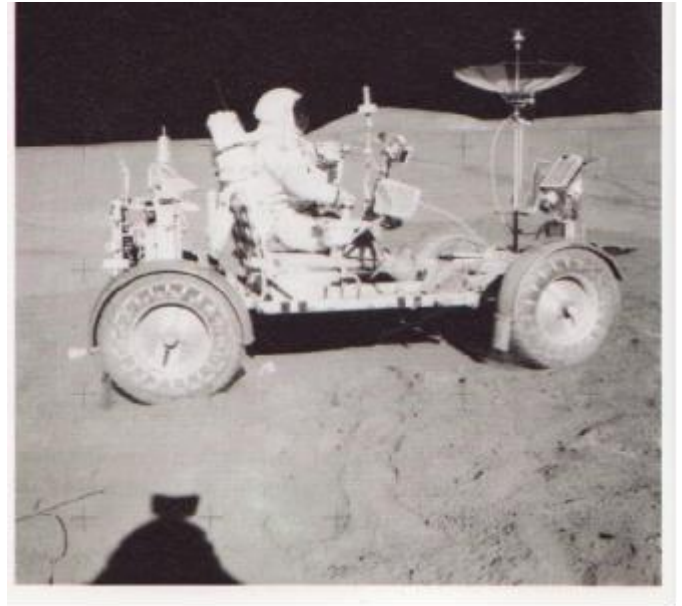
**"Questo è un piccolo passo per un uomo, ma un balzo gigantesco per tutta l'umanità"**

## Apollo 14 e Apollo 15

---



**Apollo -14 LEM Antares, 1971**



**Apollo-15, Luglio 1971  
Lunar Roving Vehicle, Scott**

# Apollo 16

---



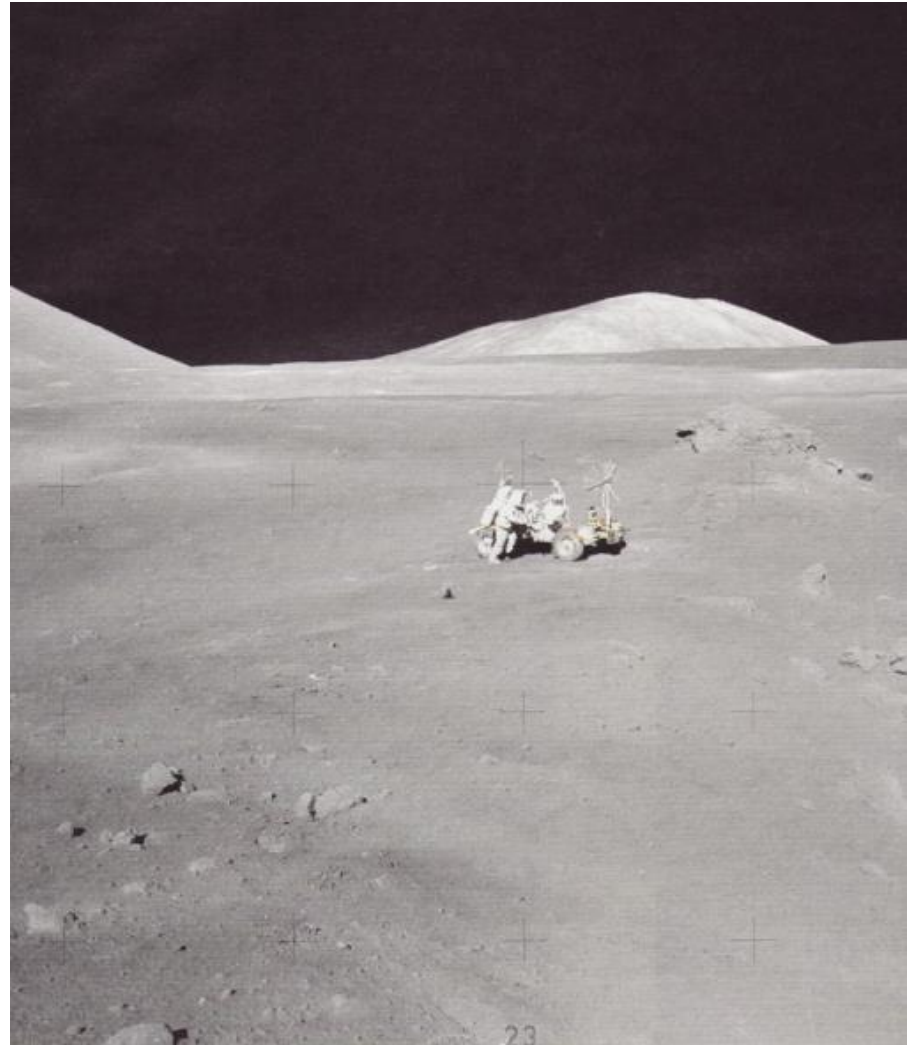
**Apollo-16, Aprile 1972, Duke**

## Apollo 17

---



**Apollo-17 sulla rampa di lancio  
Dicembre 1972**



**Panorama lunare, Apollo-17**



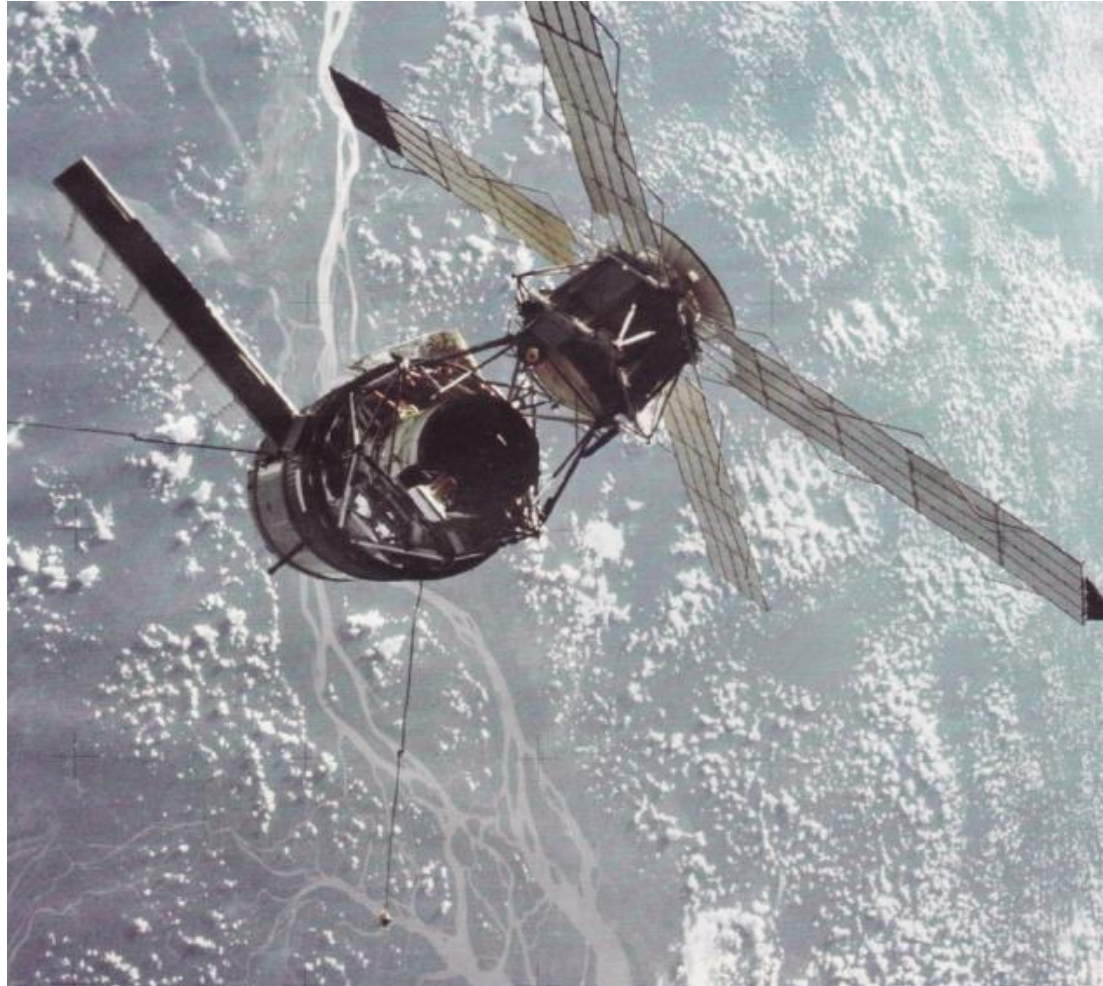
# Missioni spaziali con equipaggio

---

- Mercury**
- Gemini**
- Apollo**
- Programma Skylab**
- La stazione orbitante MIR**
- Programma Space-Shuttle**
- Stazione Spaziale Internazionale**

# Skylab

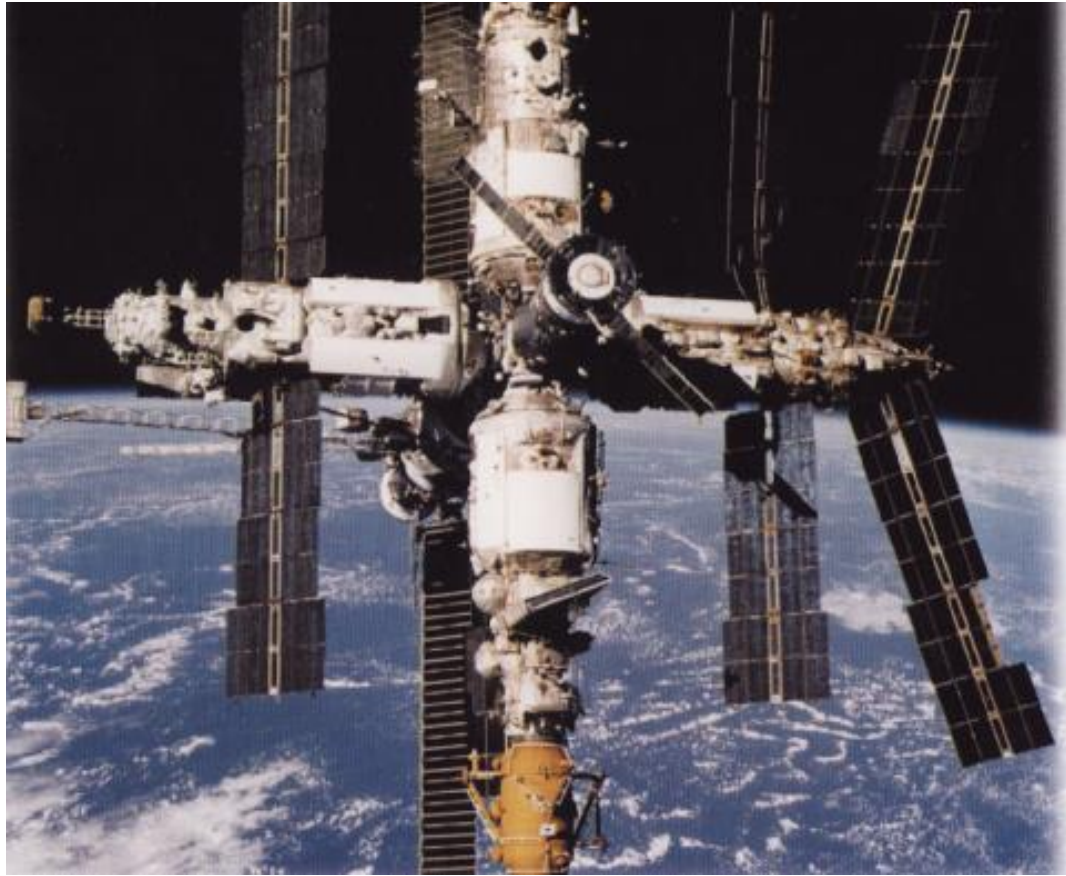
---



**Skylab, ripreso dalla missione Skylab-3**

## La stazione orbitale sovietica MIR

---



# La Stazione Spaziale Internazionale (ISS)

---

La **Stazione Spaziale Internazionale** (*International Space Station* o **ISS**) è una stazione spaziale dedicata alla ricerca scientifica. Si trova in orbita terrestre bassa, gestita con un progetto congiunto da cinque diverse agenzie spaziali: NASA, RKA (russa), ESA (europea, con tutte le agenzie spaziali correlate), JAXA (giapponese) e CSA (canadese)

Viene mantenuta su un'orbita compresa tra 330 e 435 km di quota e si sposta a una velocità media di 27 600 km/h, completando 15,5 orbite al giorno. È abitata continuamente dal 2 novembre 2000; l'equipaggio, da allora, è stato sostituito più volte, variando da due a sei astronauti

Costruita a partire dal 1998, dovrebbe restare in funzione fino al 2024, data prevista per il raggiungimento degli obiettivi scientifici, per poi essere smantellata, distrutta o parzialmente riutilizzata

Il costo totale è stato stimato dall'ESA in 100 miliardi di euro in 30 anni. Il suo obiettivo, come è stato definito dalla NASA, è sviluppare e testare tecnologie per l'esplorazione spaziale

# La Stazione Spaziale Internazionale (ISS)

---

<b>Equipaggio</b>	Fino a 6 astronauti
<b>Lancio</b>	1998-2024
<b>Perigeo</b>	413 km (20 agosto 2014)
<b>Apogeo</b>	419 km (20 agosto 2014)
<b>Periodo orbitale</b>	92 minuti 86 secondi (10 agosto 2014)
<b>Inclinazione</b>	51,65°
<b>Decadimento orbitale</b>	2 km/mese
<b>Giorni in orbita</b>	5 752 (20 agosto 2014)
<b>Giorni abitati</b>	5 039 (20 agosto 2014)
<b>Rivoluzioni</b>	88,15 minuti
<b>Velocità media</b>	7,66 km/s (~ 27 600 km/h)
<b>Massa</b>	450 000 kg
<b>Volume abitabile</b>	837 m <sup>3</sup>
<b>Lunghezza</b>	72,8 m
<b>Altezza</b>	20 m
<b>Larghezza</b>	108,5 m
<b>Pressione</b>	101,3 kPa
<b>Ossigeno</b>	21,6 kPa
<b>Temperatura</b>	~24,8 °C

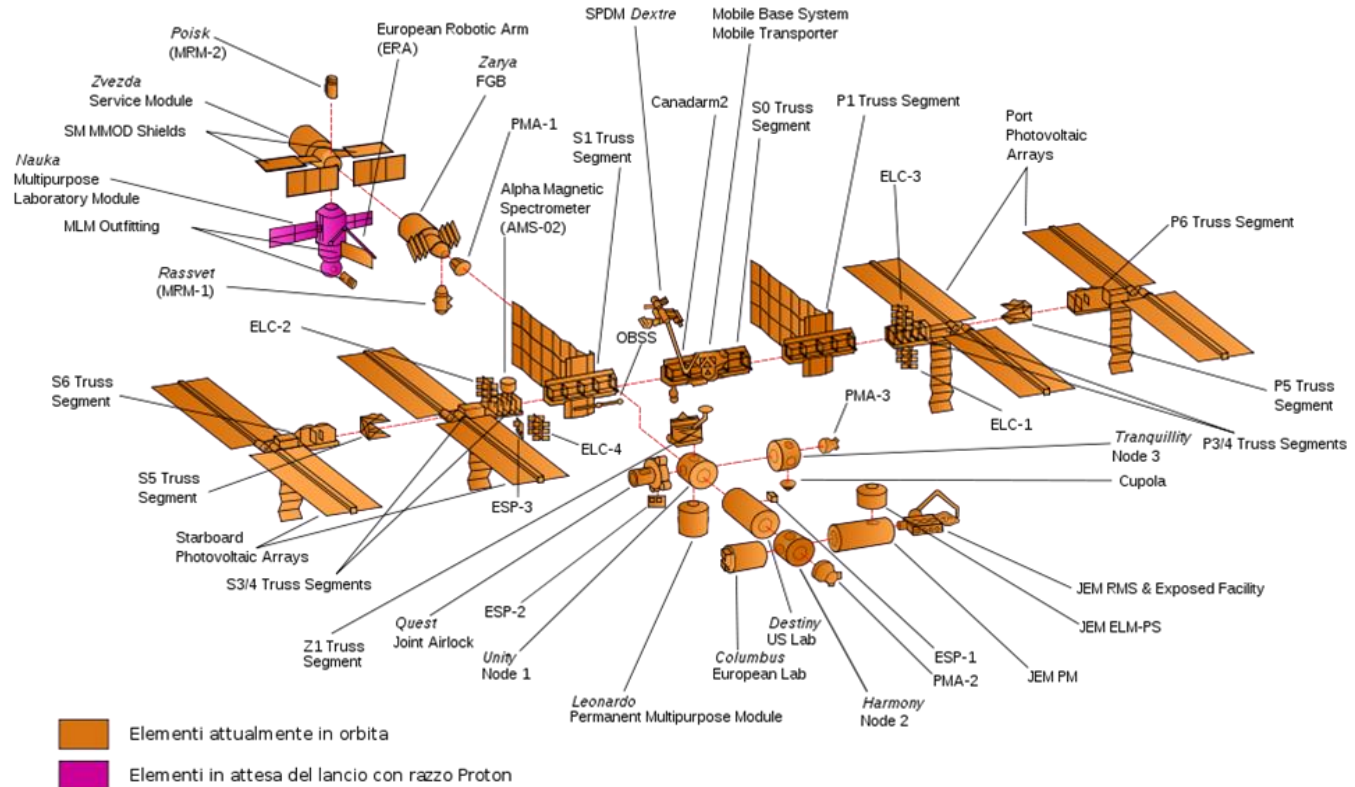


**La Stazione Spaziale Internazionale fotografata dopo la separazione dello Space Shuttle**

# Configurazione della Stazione Spaziale Internazionale (ISS)

## Configurazione ISS

Aggiornata a maggio 2011 (ULF6 - STS-134)



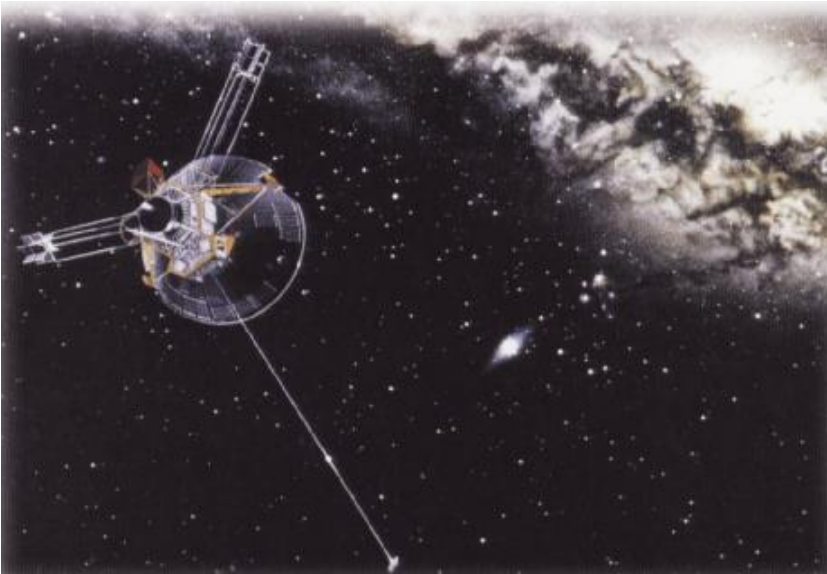
# Missioni spaziali automatiche

---

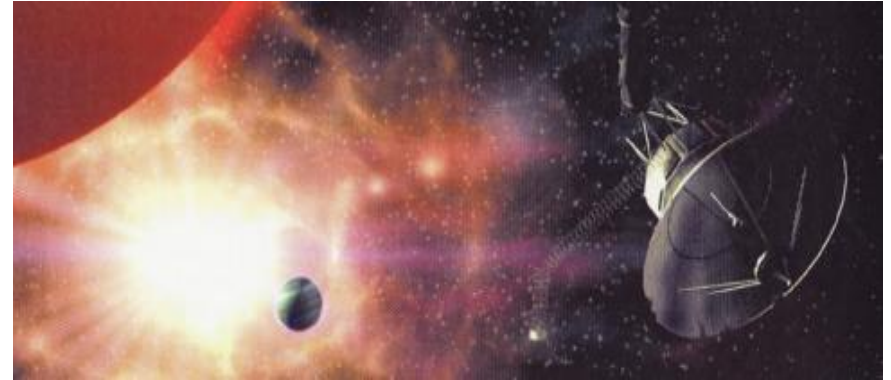
- Missioni NASA su Marte**
- Programma Explorer**
- Programma Mariner**
- Programma Pioneer**
- Programma Surveyor**
- Programma Viking**
- Sonde Helios**
- Sonda Magellan**
- Sonda Galileo**
- Sonda Mars Observer**
- Sonda Mars Global Surveyor**
- Missione Mars Pathfinder**
- Mars Exploration Rover**
- Deep Impact**

## Missioni Pioneer 10 e Pioneer 11. Missione Voyager

---



Missioni Pioneer 10-11



Missioni Voyager

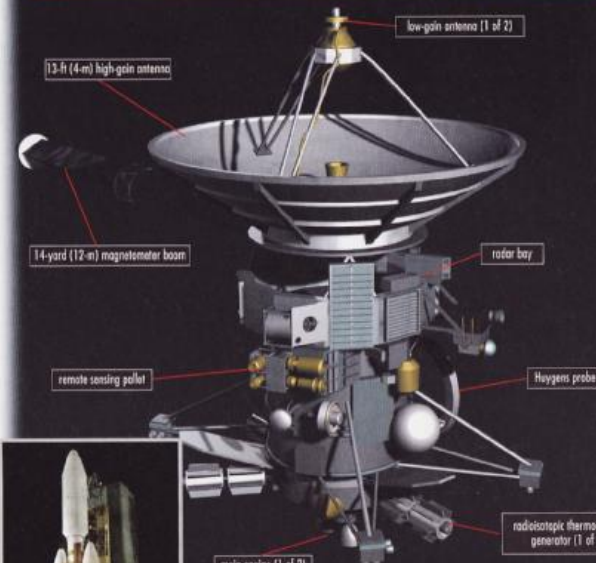
Pioneer: studio dei campi magnetici vicino al sole

Voyager: studio di Giove, Saturno, Urano, Nettuno



# Missione Cassini-Huygens

## CASSINI ORBITER



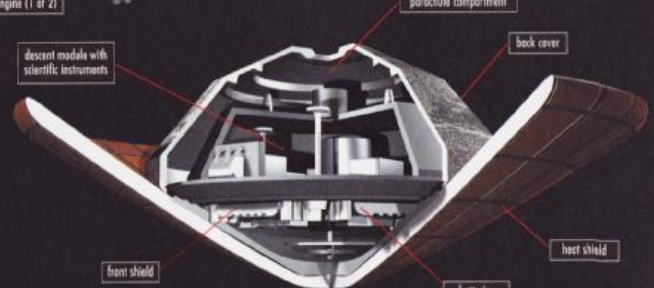
**TITAN RIDE**  
Weighing in at over six tons, Cassini-Huygens is the heaviest U.S. planetary probe ever built. It was launched atop a 210-foot (64 m) 2-stage Titan 4-B rocket (above).

likely to be liquid methane as solid rock, the probe was designed to float. With a battery life of only three hours, most of which would be taken up with the descent, only 30 minutes of surface data was expected.

As it fell on a parachute, photos were transmitted of what looked like a shoreline and islands. Methane clouds were also seen before the probe plopped into a clay-like material described as "Titanian Mud". The color of Titan's surface was described as orange or "creme brûlée".



An operator mistake in forgetting to turn on Cassini's receiver for one of the Huygens data channels led to the loss of all measurements of descent winds, an of 350 of the 700 images taken before.

## HUYGENS PROBE



**SPACE CASE**  
Cassini-Huygens is fitted into its payload fairing at Cape Canaveral. The casing—66 feet (20 m) high and 17 ft (5 m) wide—also enclosed the Centaur second-stage rocket that would blast the spacecraft toward Saturn.

**BEATING HEAT**  
During its descent into Titan's atmosphere, the Huygens probe faced temperatures in excess of 20,000°F (11,000°C), more than double the surface temperature of the Sun. The probe's front heat shield (above) was made from a silica fiber compound—similar to the tiles used on the Space Shuttle—to protect Huygens' scientific instruments from the searing heat.

Raggiunto Giove nel 2000, la sonda Huygens, rilasciata da Cassini, atterra su Titano, satellite di Saturno

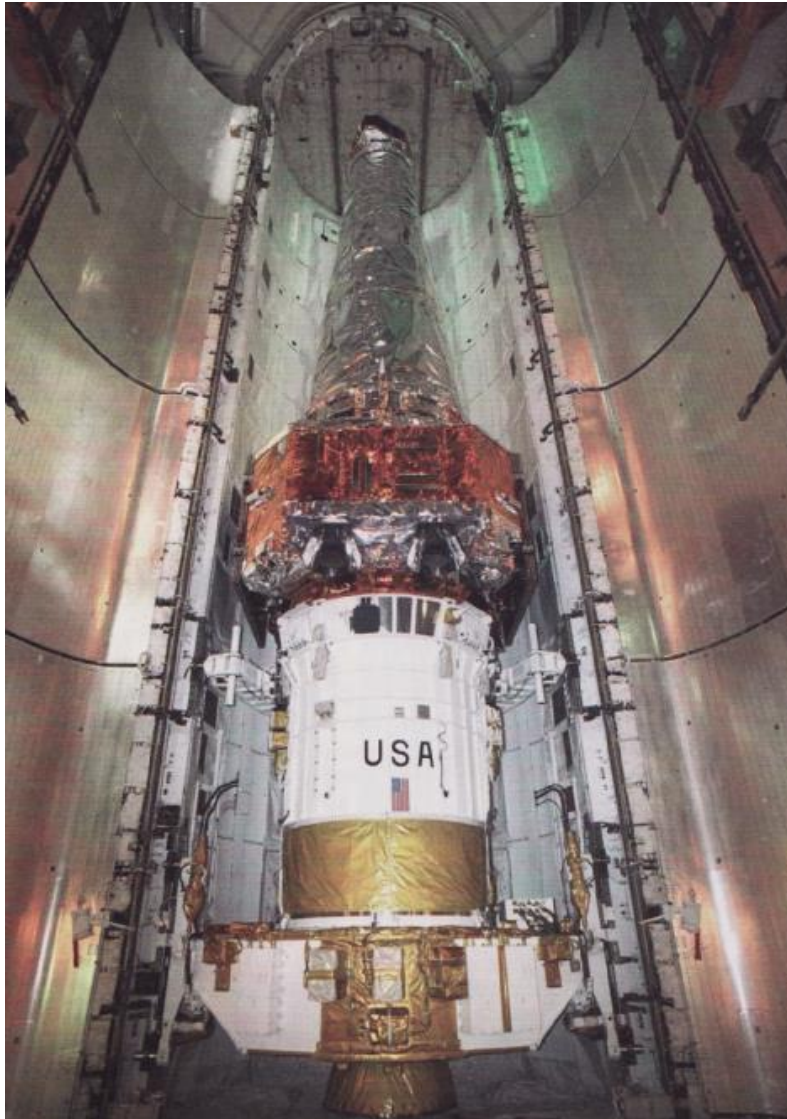
# I grandi osservatori

---

- ❑ **Telescopio spaziale Hubble**
- ❑ **Telescopio spaziale Spitzer**
- ❑ **Osservatorio Raggi Gamma Compton**
- ❑ **Osservatorio Raggi X Chandra**

# Telescopio Chandra X-Ray

---



Preparazione al lancio

## La base di lancio italiana in Kenia

---



**Piattaforma Santa Rita** ove era installato il centro di controllo



**Piattaforma San Marco** ancorata nelle acque dell'Oceano Indiano, con il vettore americano Scout

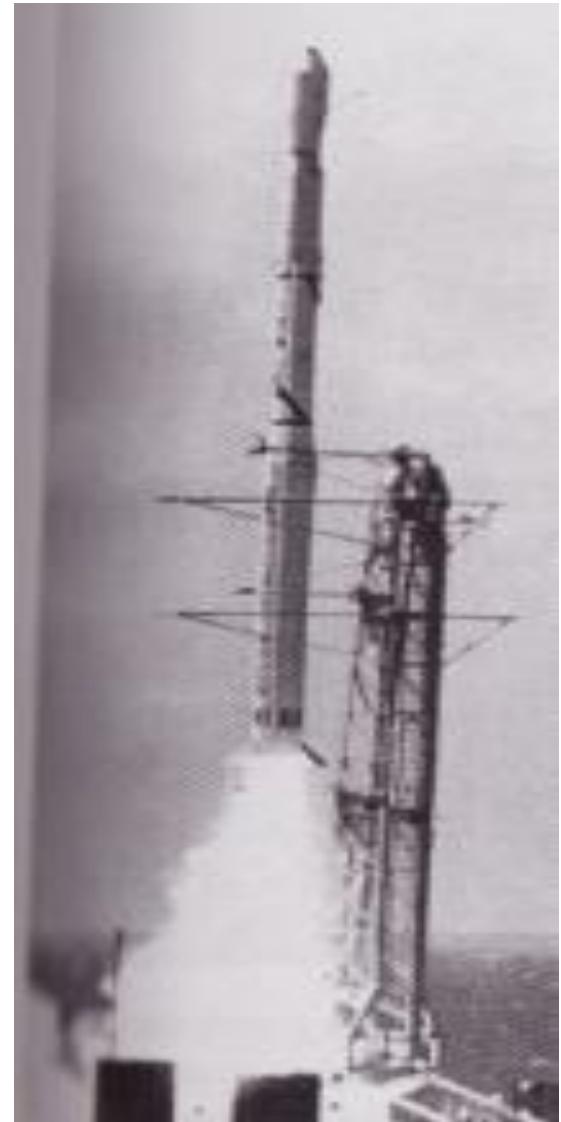
## 26 Aprile 1967: lancio del San Marco-2

---



### **Preparazione del satellite San Marco-2**

**Lancio del primo satellite dalla base italiana in Kenia. Il San Marco rimane in orbita attorno alla terra per 171 giorni, per misure della densità dell'atmosfera e per indagini sulla ionosfera. Dopo 2680 orbite, terminata la missione, si disintegra in atmosfera il 14 Ottobre 1967**



## 26 Agosto 1977: lancio del satellite italiano Sirio

---



**Sirio (Satellite Italiano per la Ricerca Industriale Operativa) è dedicato alle telecomunicazioni spaziali. Viene lanciato a Cape Canaveral con il lanciatore spaziale Delta**

## Il lanciatore italo-europeo VEGA dell'ESA

---



**13 Febbraio 2012: primo lancio del Vega dalla base di Kourou nella Guyana francese.**

**Viene messo in orbita il satellite Lares con altri sette piccoli satelliti**

## I moduli italiani Columbus e Leonardo per la ISS



***Febbraio 2008***  
**Modulo Columbus dell'ESA**  
**nell'aggancio alla ISS.**  
**Parte del modulo è costruito in Italia**



***Febbraio 2011***  
**Modulo di rifornimento Leonardo,**  
**agganciato stabilmente alla ISS,**  
**trasportato dallo Shuttle Discovery.**  
**Componente italiano della stazione**  
**orbitale**



# Missione Rosetta

---

- ❑ **Motivazione scientifica**
  - Studiare l'origine del sistema solare**
  - Ricerca di elementi primordiali per la nascita della vita sulla terra**
  
- ❑ **Obiettivo**
  - raccogliere campioni e analizzarli in situ**
  
- ❑ **Caratteristiche della cometa**
  - Denominata: 67P/Churyumov-Gerasimenko**
  - Periodo di circa 7 anni**
  - Densità: 0.4 g/cm<sup>3</sup> (nell'oceano galleggia)**
  - Gravità: circa 10<sup>-5</sup> volte rispetto alla gravità terrestre**
  
- ❑ **Fase di sviluppo: circa 10 anni**
  - Lanciata da Ariane V nel 2004**
  - 11 anni di viaggio nello spazio; arriva ad incontrare la cometa nel Luglio 2014**

# Missione Rosetta

---

- ❑ **Orbiter: Rosetta (11 esperimenti scientifici previsti)**  
dimensioni: 2.8 x 2.1 x 2.0 m  
+ 32 m<sup>2</sup> di pannelli solari  
(per generare 400 W di potenza elettrica utile allo svolgimento della missione)  
massa di 3 tonnellate di cui la metà circa è propellente
- ❑ **Lander: Philae (10 esperimenti scientifici)**  
raccogliere campioni e analizzarli in situ  
massa di circa 100 kg

## Missione Rosetta: la sonda e il lander

---



**Rappresentazione artistica della separazione del lander Philae dalla sonda Rosetta  
(fonte ESA/ATG medialab)**

## La missione Rosetta: il lander Philae

---



## La missione Rosetta: il lander Philae

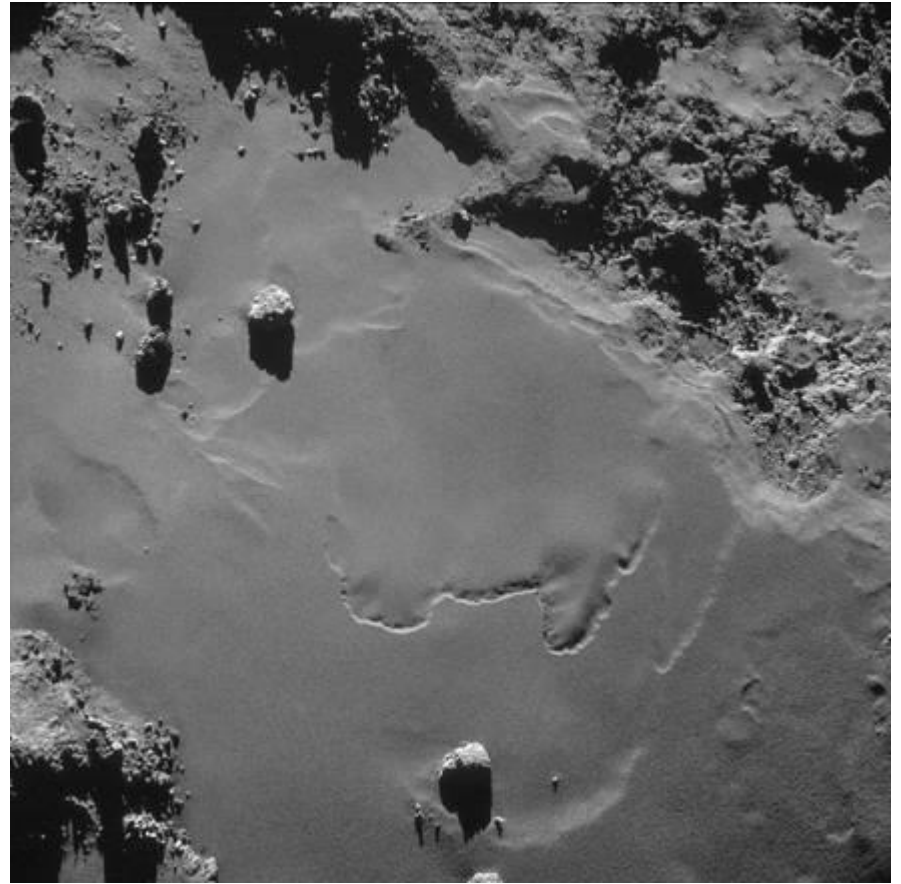
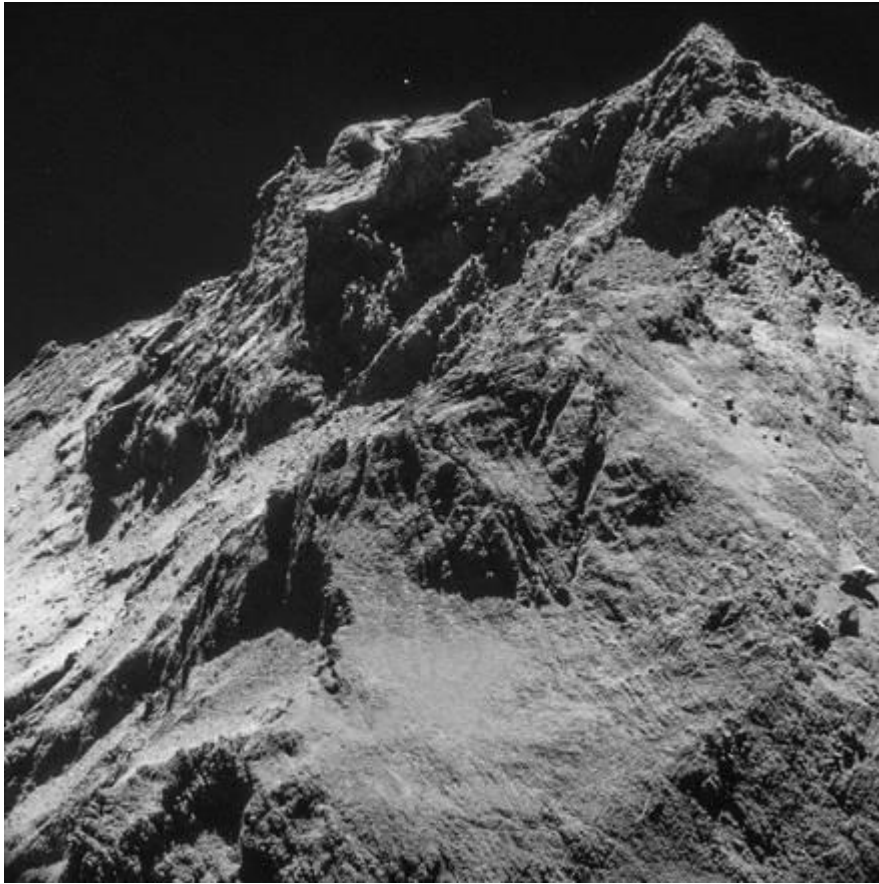
---



**Ricostruzione della posizione 'acrobatica' nella quale potrebbe trovarsi il lander Philae  
(fonte ESA/Rosetta/Philae)**

## Missione Rosetta: il suolo della cometa

---



**Le foto della cometa scattate dalla sonda Rosetta  
(fonte: ESA)**

## Considerazioni conclusive

---

- ❑ La propulsione chimica richiede costi elevati. Il costo di una missione LEO è stimato in 10000-20000 \$/kg, di una missione GEO in 60000-120000 \$/kg.
- ❑ Le future missioni spaziali richiederanno energie e  $I_s$  largamente superiori ai valori conseguiti con la tecnologia di oggi; velocità di missione dell'ordine di 100 – 1000 km/s (10 – 100 volte superiori alle attuali), verrebbero richieste per una missione su Marte stimabile in due mesi. Queste prestazioni eccedono le possibilità consentite dalla propulsione chimica.
- ❑ La propulsione termica a fissione nucleare potrebbe portare ad un incremento ideale della densità di energia, rispetto a quella dei sistemi chimici attuali, dell'ordine di  $10^7$ , che si riduce a un solo ordine di grandezza di incremento in condizioni reali, in virtù della difficoltà di conversione dell'energia nucleare in energia utile del getto. I prodotti di reazione nucleare impiegati direttamente come fluido propellente consentirebbero rendimenti globali estremamente più elevati ma evidentemente con problemi ambientali e difficoltà tecnologiche oggi difficilmente stimabili.

## Considerazioni conclusive

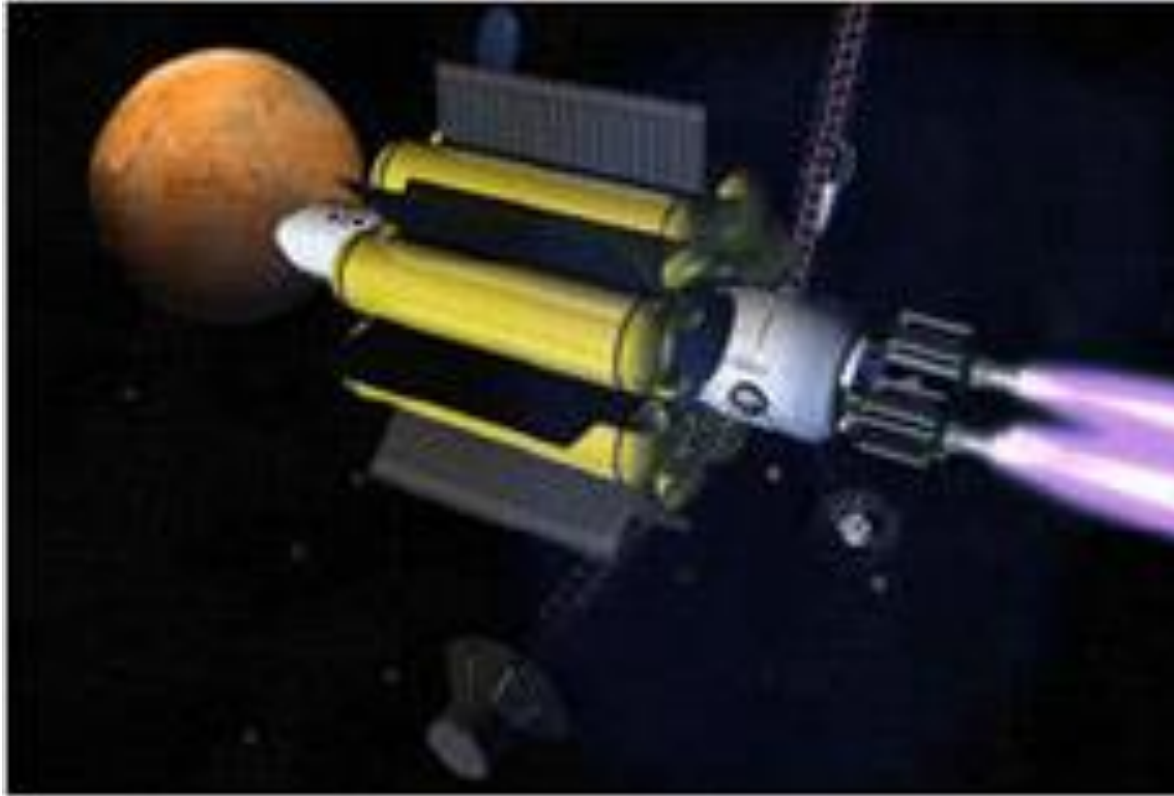
---

- ❑ **Il futuro è nello spazio**
- ❑ **Forse per il desiderio di vincere l'attrazione gravitazionale terrestre, forse per scoprire altri corpi celesti simili al nostro pianeta, forse per la curiosità di sapere se siamo soli nell'universo ...**
- ❑ **Forse per questo la prima scienza coltivata dall'uomo è stata l'astronomia, perché rispondeva a questi grandi sogni**
- ❑ **L'astronautica ha tradotto questi antichi sogni in realtà**
- ❑ **Terminata la fase pionieristica della conquista dello spazio, l'ingegneria spaziale apre oggi all'infinita estensione dell'universo. Ma a parte avere messo piede sulla luna, siamo solo a qualche centinaio di chilometri sopra le nostre teste**
- ❑ **Oggi chiunque può raggiungere le Americhe in poche ore di volo. L'impresa è stato farlo 500 anni or sono. Probabilmente tra 500 anni chiunque potrà andare su Marte, magari su Giove o su altri pianeti. Certamente l'impresa sarà farlo nei prossimi decenni**



## VASIMIR: Specific Impulse Magnetoplasma Rocket

---



## Conclusion

---

