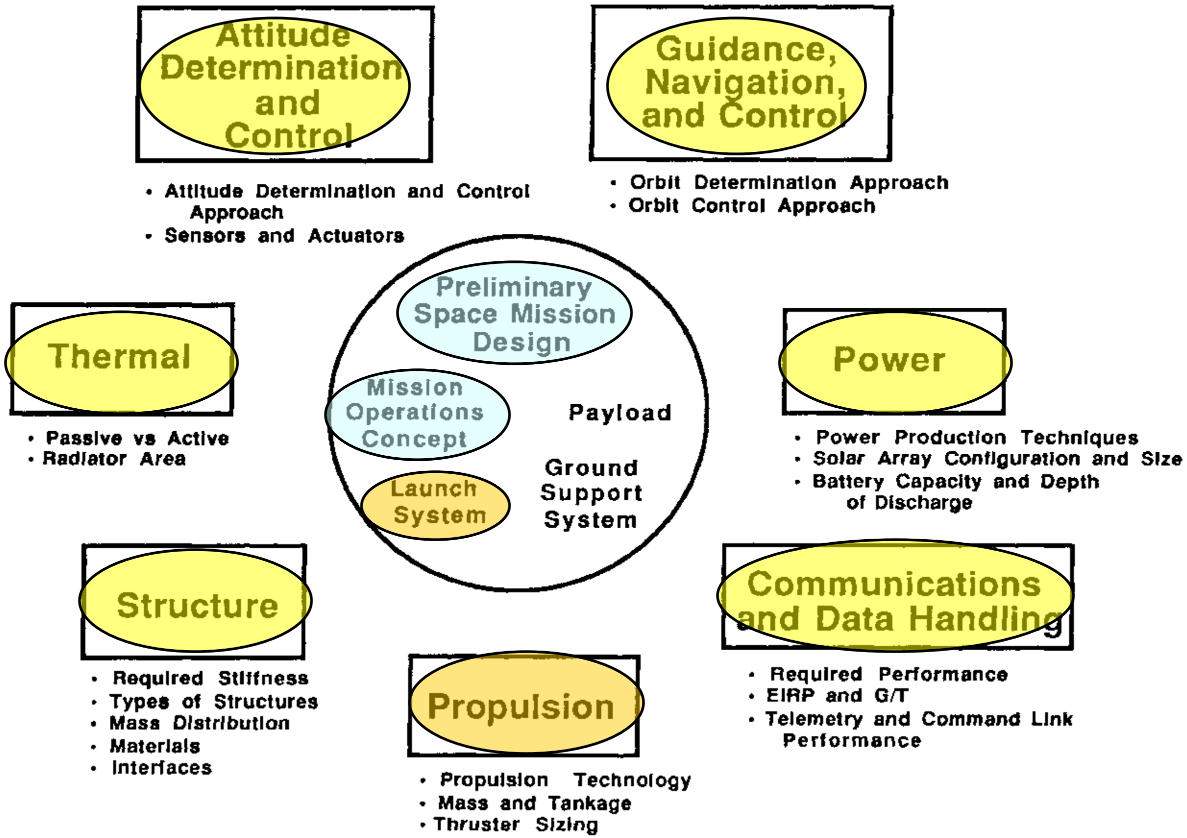
Sistema di Propulsione
Lanciatori

(SOTTO)-SISTEMI



Utilizzo

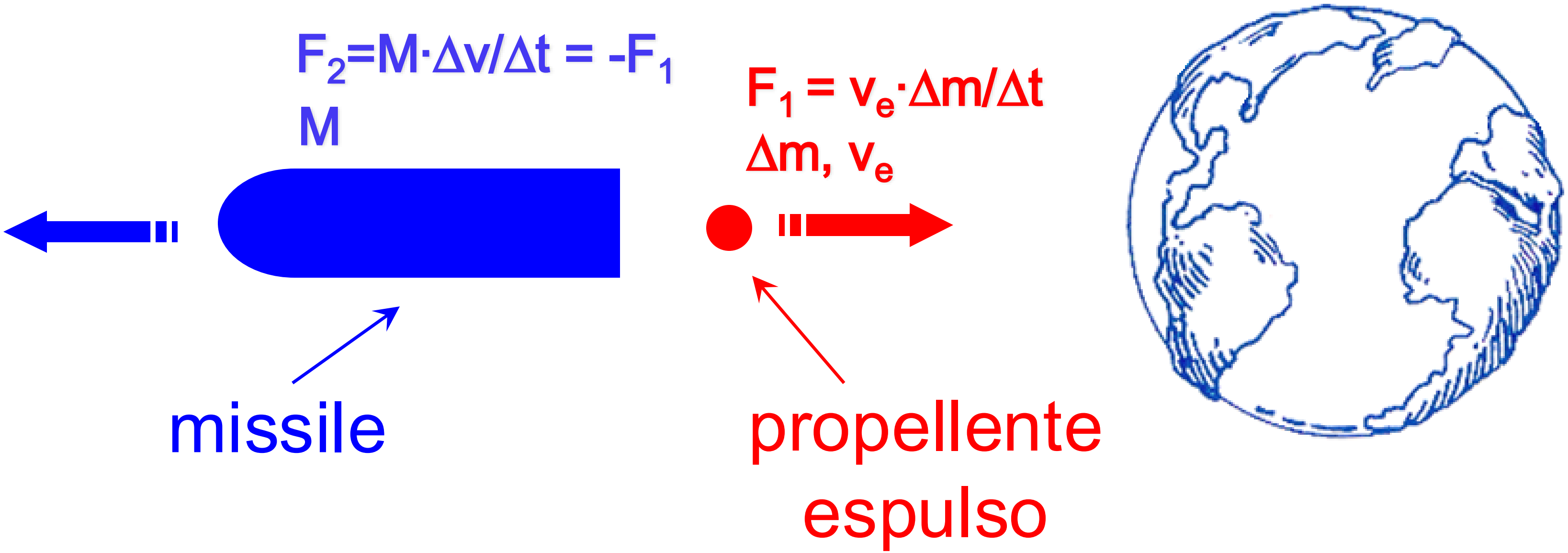
- Operazioni di lancio
- Trasferimenti orbitali
- Mantenimento della missione
- Controllo di assetto

Categorie:

- Propulsione gas freddo
- Reazioni chimiche
- Accelerazione ioni / elettroni

Principio di funzionamento 1/4

Conservazione dell'impulso / azione e reazione



Principio di funzionamento 2/4

$$dp/dt = d(M\,v)/dt = M\,dv/dt + v_e\,dM/dt = F_1 + F_2 = 0$$

velocità gas espulso

$$F_1 = -F_2 \quad \Rightarrow \quad M\,dv/dt = -\,v_e\,dM/dt$$

massa totale a combustibile esaurito

$$v_b = v_e \log(M/M_b)$$

equazione dei razzi

velocità razzo a combustibile esaurito

$$F = v_e\,dM/dt \ldots$$

spinta (thrust)

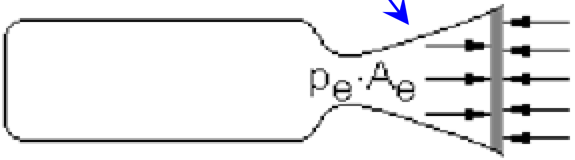
$$F = v_e\,dM/dt + A_e(p_e - p_a)$$

superficie ugello

pressione gas in uscita

pressione atmosferica

Principio di funzionamento 3/4



$$F = v_e \, dM/dt + A_e(p_e - p_a)$$

$$= v_{eff} \, dM/dt$$

$p_e > p_a$ under-expansion

$p_e = p_a$ ideal expansion

$p_e < p_a$ over-expansion

$I_{sp} = F / g \, dM/dt = F / g\dot{M}$ Impulso Specifico

$= v_{eff} / g$

$I_{sp} = K \sqrt{T_c/m}$ (propulsione chimica)

Principio di funzionamento 4/4

$$v_{eff} = g\, I_{sp} = F / \dot{M} = C_f \cdot C^* \quad \Rightarrow \quad I_{sp} = C_f \cdot C^* / g$$

velocità caratteristica

coefficiente di spinta

$$C^* = p_c A_t / \dot{M}$$

1300÷1650 m/s … 2500 m/s

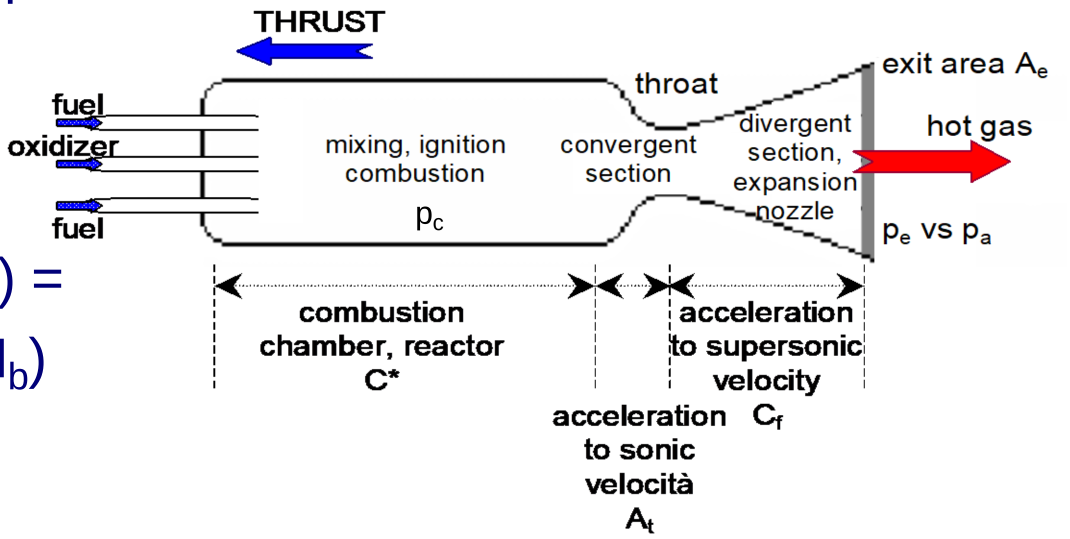
$$C_f = F / p_c A_t$$

$\Downarrow$

$$\Delta v = v_{eff} \log(M/M_b) = $$
$$= g\, I_{sp} \log(M/M_b)$$

$$M = M_b\, e^{\Delta v / g I_{sp}}$$

$$\Delta M = M_p = M_b \left(e^{\Delta v / g I_{sp}} - 1\right)$$



Razzi a Multistadi 1/3

$$\Delta v_i = v_{eff,i} \log(M_i/M_{b,i}) = g\, I_{sp,i} \log(M_i/M_{b,i})$$

$$v_b = \Sigma_i\, \Delta v_i = g\, \Sigma_i\, I_{sp,i} \log(M_i/M_{b,i})$$

frazione di carico

frazione di struttura

$$\lambda_i = M_{c,i} / M_i$$

$$\varepsilon_i = M_{s,i} / M_i = (M_i - M_{c,i} - M_{p,i}) / M_i$$

$$\varepsilon_i + \lambda_i = (M_i - M_{p,i}) / M_i = M_{b,i} / M_i$$

$$\Delta v_i = g\, I_{sp,i} \log(1/(\varepsilon_i + \lambda_i))$$

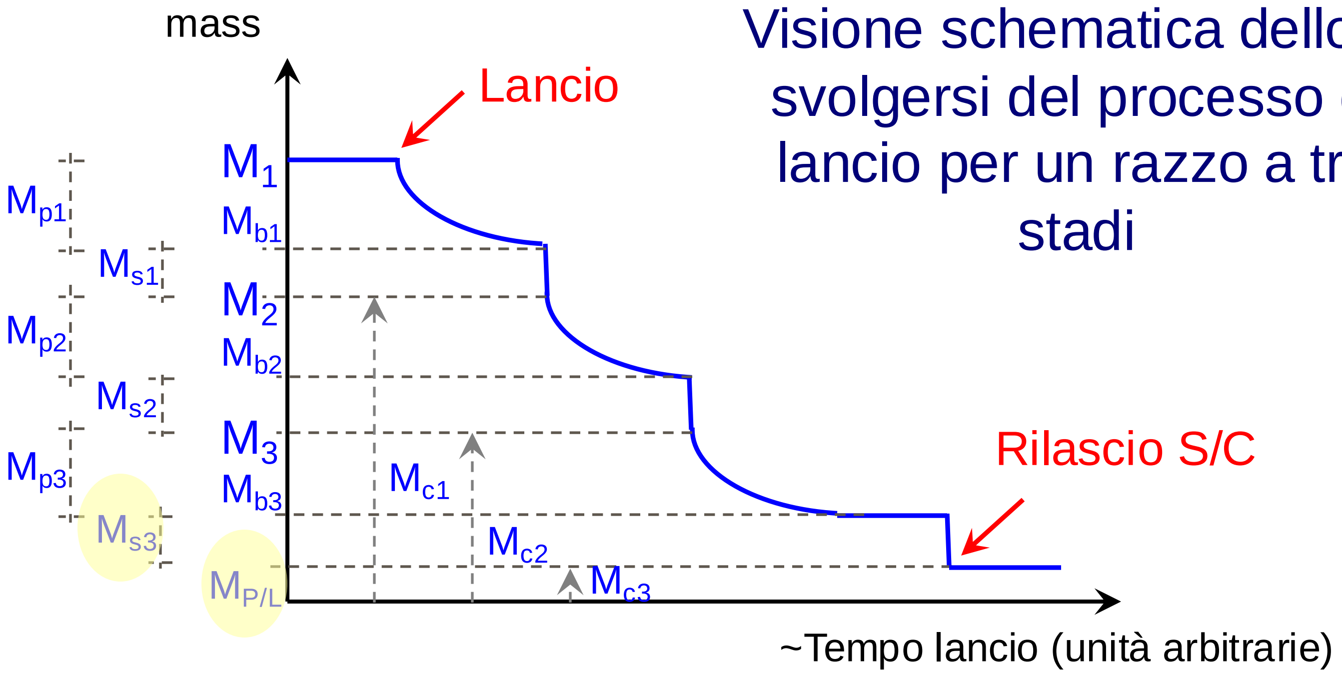
massa di struttura

$$(M_i = M_{p,i} + M_{c,i} + M_{s,i})$$

massa propellente

massa carico = $\Sigma_{i+1}(M_{p,j} + M_{s,j}) + m_{PL}$

Razzi a Multistadi 2/3



Visione schematica dello svolgersi del processo di lancio per un razzo a tre stadi

Razzi a Multistadi 3/3

Esercizio:

razzo a 3 stadi

massa iniziale 100 t

frazione di carico λ_i = 0.279 (ogni stadio)

massa propellente consumato / massa del solo stadio (struttura+prop.): a = 0.831 (ogni stadio)

Calcolare masse propellenti e componenti ad ogni stadio

(trucco: calcolare $(1-a)x(1-\lambda)=?$)

stadio	m_i	$m_{s,i}$	$m_{p,i}$	$m_{c,i}$
1	100.0	12.2	59.9	27.9
2	27.9	3.4	16.7	7.8
3	7.8	0.9	4.7	2.2
P/L	2.2			

Equazione dei Razzi (cont.)

Ultimo stadio

$$M_{finale} = M_{inerte} + m_{PL}$$ ← payload / dry mass (spacecraft)

$$M_{iniziale} = M_p + M_{finale} = M_p + M_{inerte} + m_{PL} = M_{finale}\, e^{\Delta v / gI_{sp}}$$

$$M_{stage} = M_p + M_{inerte}$$

$$f_{inerte} = M_{inerte} / M_{stage}$$

$$f_{prop} = M_p / M_{stage} = 1 - f_{inerte}$$

$$\Downarrow$$

$$M_{inerte} = M_p\, f_{inerte} / (1 - f_{inerte})$$

$$M_p = \frac{m_{PL}\,(e^{\Delta v / gI_{sp}} - 1)(1 - f_{inerte})}{1 - f_{inerte}\, e^{\Delta v / gI_{sp}}}$$

f_{inerte} = 0.08 ÷ 0.32 (prop. liquidi)

= 0.06 ÷ 0.14 (prop. solidi)

= 0.60 ÷ 0.75 (attitude control)

Effetti gravita' e attrito atmosferico

- Gravita' terrestre
  - Lancio verticale: $\Delta v_g = gt$
  - $t \sim 100$ s $\Rightarrow \Delta v \sim 1$ km/s

- Attrito atmosferico
  - $F \sim \frac{1}{2} \rho A v^2 C_D$
  - $\Delta v_a \sim 1/3 \, \Delta v_g$

Struttura

- Struttura leggera ma resistente: acciaio, leghe Al, titanio
- Resistenza vs peso: serbatoi sferici (cilindrici)
- Attrito atmosferico: sezione razzo piccola
- Attrito atmosferico: forma aerodinamica a cono

Classificazione

- Gas freddo
- Reazioni chimiche
  - Propellente liquido
  - Propellente solido
  - Propellente ibrido
- Accelerazione ioni/elettroni/plasma
- Reazioni nucleari
- Vele solari
- ....

Budget di velocità

Determina la scelta del sistema di propulsione !

$$\Delta v = \Delta v_g + \Delta v_{drag} + \Delta v_{orbit} + \Delta v_{attitude}$$

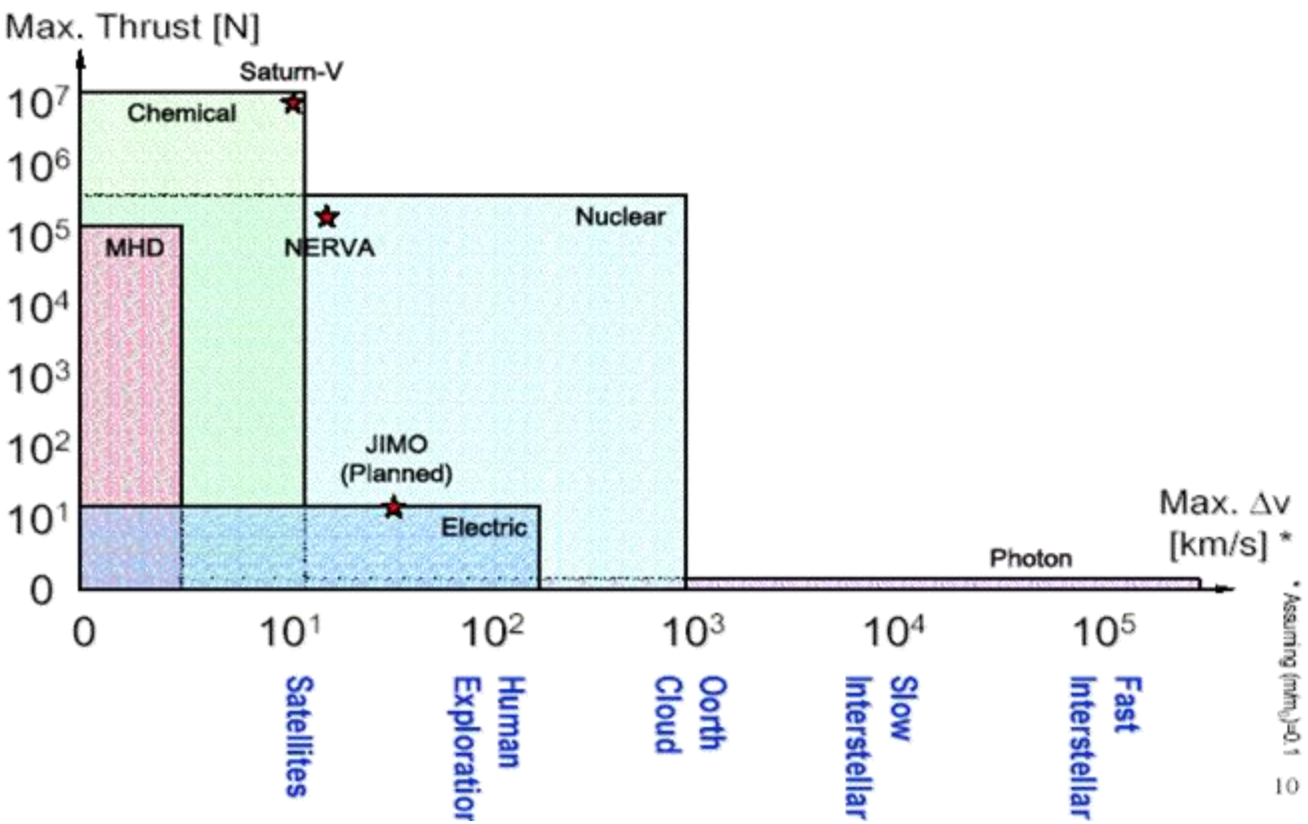
Mission	Description	Typical Δv [km/s]
LEO, GEO, Planetary Targets	Satellites, Robotic missions	10-15
Human Planetary Exploration	Fast, direct trajectory	30 – 200
100 – 1,000 AU (Distance Sun-Earth)	Interstellar precursor mission	100
10,000 AU	Mission to Oorth cloud	1,000
Slow Interstellar	4.5 light-years in 40 years	30,000
Fast Interstellar	4.5 light-years in 10 years	120,000

Sistemi di Propulsione 1/2

Propulsion System		Specific Impulse [s]	Maximum Δv [km/s] *	Maximum Thrust [N]
Chemical	Solid Liquid	250 – 310 300 – 500	5.7 – 7.1 6.9 – 11.5	10^7 10^7
MHD		< 200	4.6	10^5
Nuclear	Fission Fusion Antimatter	500 – 800 10,000 – 100,000 60,000	11.5 – 20.7 230 – 2,300 1,381	10^6 10^5 10^2
Electric	Electrothermal Electrostatic Electromagnetic	150 – 1,200 1,200 – 10,000 700 – 5,000	3.5 – 27.6 27.6 - 230 16.1 – 115	10^1 3×10^{-1} 10^2
Propellantless	Photon Rocket	3×10^7	unlimited	10^{-4}
Breakthrough		?	?	?

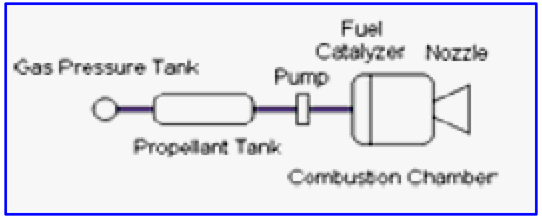
* Assuming $(m/m_0)=0.1$ ⇒ Spacecraft consists of 90% Propellant

Sistemi di Propulsione 2/2



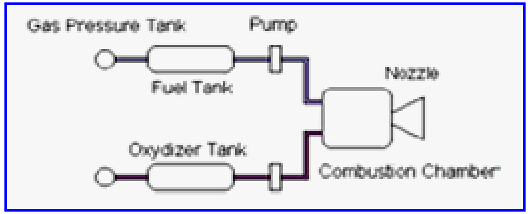
Propellente Liquido

Monopropellente



Idrazina (N_2H_4): 220-230 s
H_2O_2: 180 s

Bipropellente

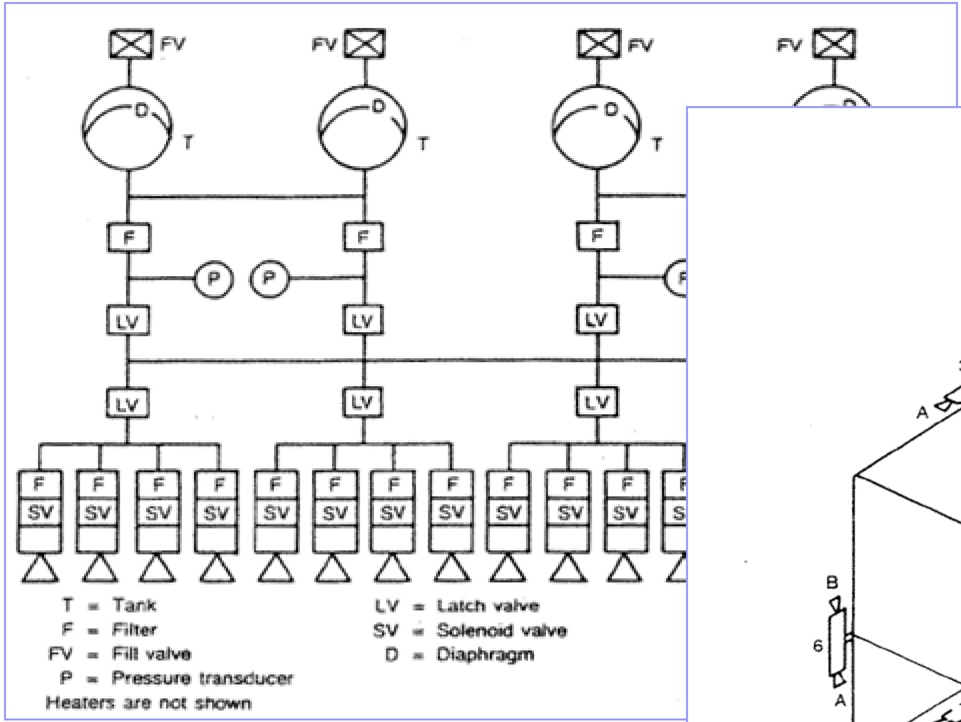


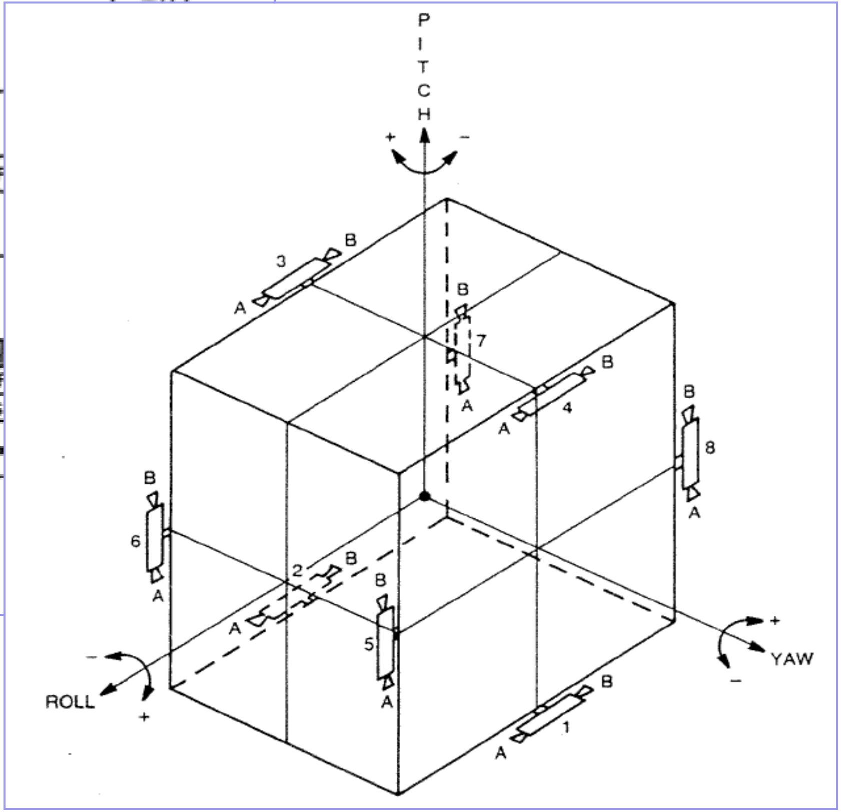
$I_{sp} = K \sqrt{T_c/\mu}$ (propulsione chimica)

$HNO_3 + HF$

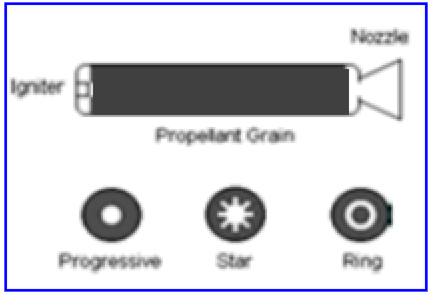
Fuel	Oxydizer	Average Density [g/cm^3]	Specific Impulse [s]
Kerosine (RP-1)	Oxygen (O_2)	1.02	300 – 360
Hydrogen (H_2)	Oxygen (O_2)	0.35	415 – 470
Unsymmetrical Dimethyl Hydrazin (UDMH)	Nitrogen Tetroxide (N_2O_4)	1.20	300 – 340
Hydrogen (H_2)	Fluorine (F_2)	0.42	450 - 480

Schema di un sistema





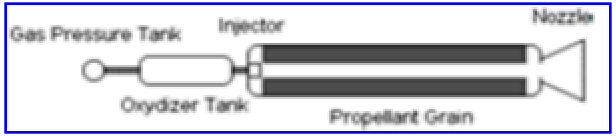
Sistemi Solidi e Ibridi



Sistema solido

- Combustibile:
  - alluminio polverizzato
- Ossidante:
  - perclorato di ammonio (NH_4ClO_4)

Sistema ibrido



Accelerazione Ioni/Plasma

Plasma: quarto stato della materia formato da ioni e elettroni

Gli elettroni non sono legati agli ioni ⇒

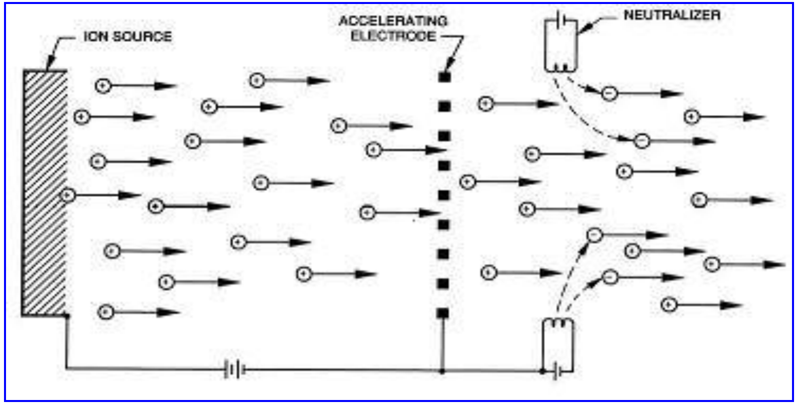
Plasma conduce correnti elettriche ⇒

Permette accelerazione diretta del propellente *plasma* tramite campi elettromagnetici

- Generazione di ioni/plasma
- Accelerazione del plasma
- Neutralizzazione del fascio

$I_{sp} = K \sqrt{Vi/m}$ (max 4500 s)

I_{sp} max ~ 25000 s



Accelerazione Ioni/Plasma

Plasma: quarto stato della materia formato da ioni e elettroni

Gli elettroni non sono legati agli ioni ⇒

Plasma conduce correnti elettriche ⇒

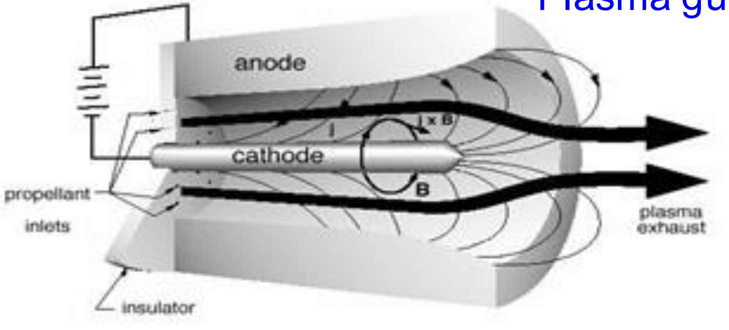
Permette accelerazione diretta del propellente *plasma* tramite campi elettromagnetici

- Generazione di ioni/plasma
- Accelerazione del fascio
- Neutralizzazione del fascio

$I_{sp} = K \sqrt{Vi/m}$ (max 4500 s)

I_{sp} max ~ 25000 s

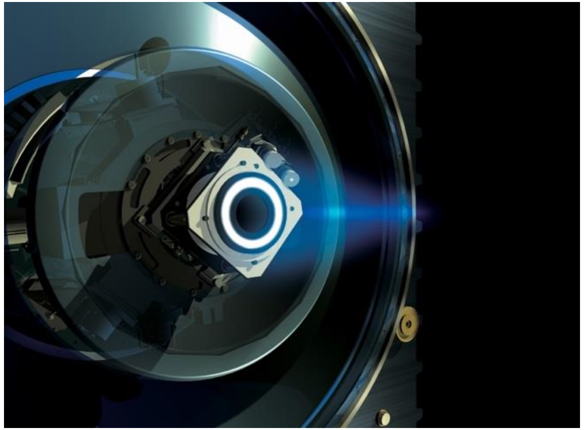
Plasma gun



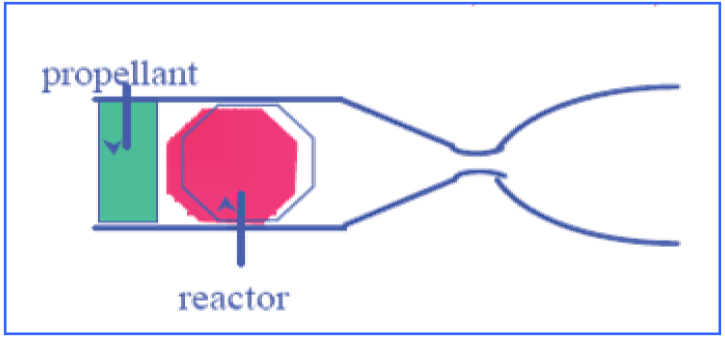
Smart 1

- Lancio: agosto 2003
- Orbita: GTO to L1
- Ellissi polare attorno alla Luna

Motore a ioni alimentato da pannelli solari

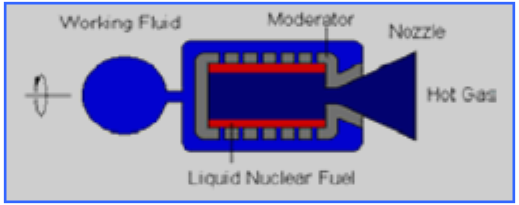


Sistemi Nucleari



Il reattore aggiunge energia (calore) al propellente

Il propellente viene scaricato attraverso l'ugello (nozzle)



Vele Solari 1/4

- Pressione di radiazione solare:
  - $P_\odot = W_\odot / c = L_\odot / (4\pi r^2 c) = K/c \, (r_o/r)^2$

    $(K = 1368 \ W/m^2, r_o = 1 \text{ AU} = 1.5\times10^{11} \text{ m}, K = L_\odot / 4\pi r_o^2)$
  - $P_\odot = L_\odot / (3\pi R_\odot^2 c) \, (1 - (1 - (R_\odot/r)^2)^{3/2})$

    $(R_\odot = 6.96\times10^8 \text{ m})$

Pianeti	Distanza dal Sole (semiasse maggiore dell'orbita) [U A]	Flusso Solare [W/m^2]	Pressione di radiazione solare [N/ m²]
☿ Mercurio	0.387	9134	$3.046\ 10^{-5}$
♀ Venere	0.723	2617	$8.729\ 10^{-6}$
♁ Terra	1	1368	$4.563\ 10^{-6}$
♂ Marte	1.524	589.0	$1.965\ 10^{-6}$
♃ Giove	5.203	50.53	$1.686\ 10^{-7}$
♄ Saturno	9.539	15.03	$5.015\ 10^{-8}$
♅ Urano	19.182	3.718	$1.240\ 10^{-8}$
♆ Nettuno	30.057	1.514	$5.051\ 10^{-9}$
♇ Plutone	39.75	0.8657	$2.888\ 10^{-9}$

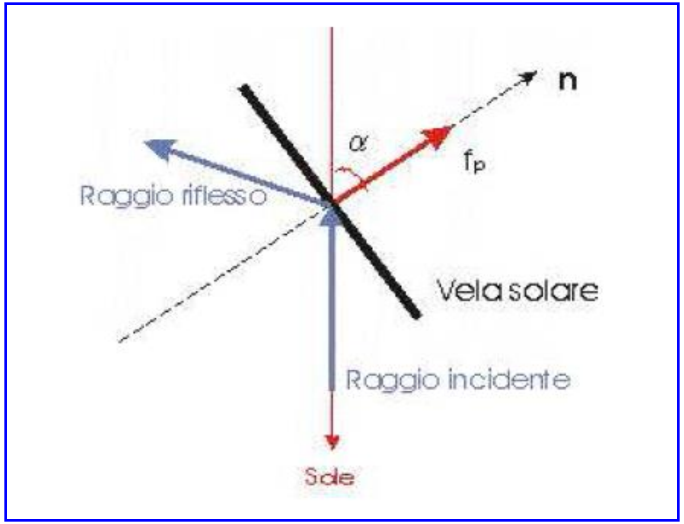
Vele Solari 2/4

- Vela perfetta:
  - $\mathbf{f}_{P,\odot} = 2S/m\ P_{\odot}(r)\ \cos^2\alpha\ \mathbf{n}$

    (S = superficie vela, m = massa vela, α = angolo puntamento)

  - $\mathbf{f}_{P,\odot} = 2\eta\ S/m\ K/c\ \ (r_o/r)^2 \cos^2\alpha\ \mathbf{n} = A/r^2 \cos^2\alpha\ \mathbf{n}$

    (η = efficienza di riflessione = 0.85-0.9)



Vele Solari 3/4

- Modello ottico:
  - $f_{P,\odot} = f_i + f_{rs} + f_{ru} + f_e$
  - $f_{P,\odot} = P_\odot(r)\, S/m\, (\, (b_2 \cos^2\alpha + \rho(1-s)B_f \cos\alpha)\, \mathbf{n} + b_1 \sin\alpha \cos\alpha\, \mathbf{t}) + \ldots$

riflessione speculare

emissione

riflessione uniforme

$a+\rho = 1$

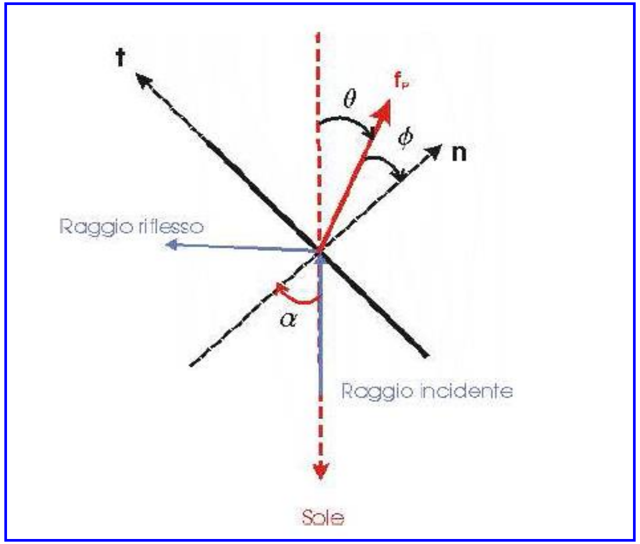
$b_1 = 1 - \rho s$

$b_2 = 1 + \rho s$

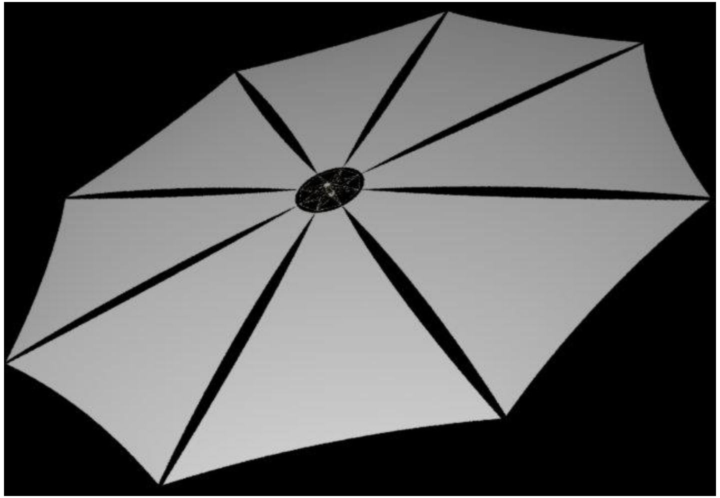
ρ = coefficiente di riflessione

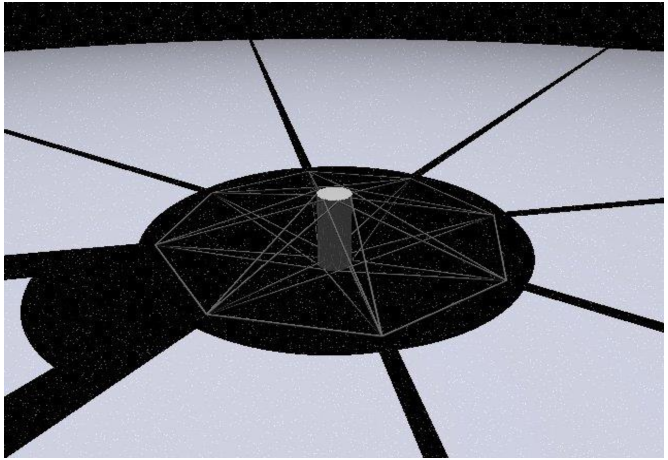
s = frazione fotoni riflessi specularmente

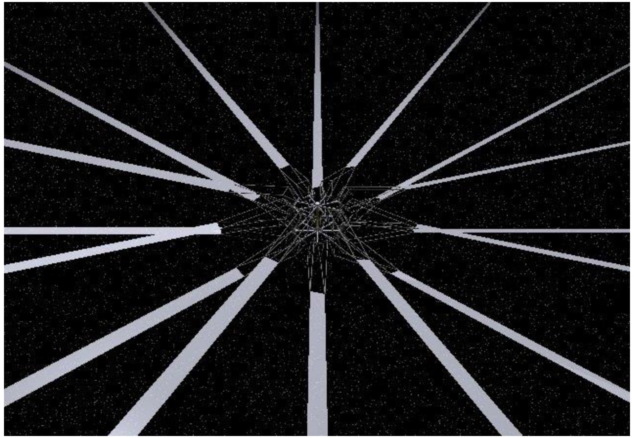
f_i: $\cos^2\alpha\, n + \sin\alpha \cos\alpha\, t$
f_{rs}: $\rho s\, (\cos^2\alpha\, n - \sin\alpha \cos\alpha\, t)$
f_{ru}: $\rho\, (1-s)\, B_f \cos\alpha\, n$
f_e: $T^4\, n$..

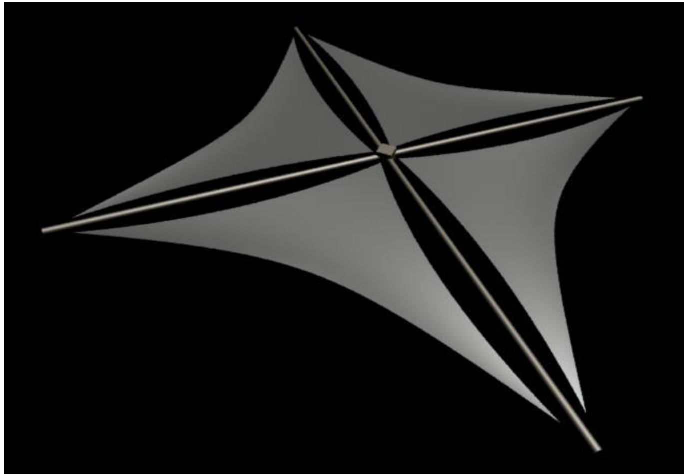


Vele Solari 4/4









Equazione dei Razzi (cont.)*

Hohmann Transfer 150 / 600 km.

- Calcolare i Δv

Supponendo che I_{sp} = 320 s, $m_{P/L}$=1604.25 kg, f_{inerte} = 17% e la durata della spinta sia di 45 s:

- Calcolare la massa del propellente necessaria (con margini 22%)
- La spinta totale e l'accelerazione corrispondente

System	Mass (kg)
Payload	550
Structure	300
Thermal	33
Power	386
TeleCom	54
ADCS	72
Tot	1395
Margin (15%)	209.25
S/C Dry mass	1604.25

Rifare lo stesso esercizio con un trasferimento di piano da inclinazione di 60° a 28°

Risultati

	LEO			GEO		ELLISSE		
h	150	km	h	600	km	a	6753	km
radius	6528	km	radius	6978	km	r_A	6528	km
v	7,814	km/s	v	7,558	km/s	r_B	6978	km
i	0	deg	i	0	deg	v'_A	7,943	km/s
	0	rad		0	rad	v'_B	7,431	km/s
	0%	0		100%	32	t	2761	s
itot	32	deg	32				46,0	min
	0,55851	rad				Dv_A	0,129	km/s
	28			60		Dv_B	0,127	km/s
						Dv_{TOT}	0,256	km/s
		Dv_{plane}	4,308	km/s		Dv_{plane}	4,1665	km/s
		Dv_{TOT}	4,564	km/s		Dv_{TOT}	4,423	km/s
		$Dv_{plane,A}$	0,129	km/s		$Dv_{plane,B}$	0,127	km/s
		Dv_{TOT}	0,256	km/s		Dv_{TOT}	0,256	km/s
				Tot combinata		Dv_{TOT}	0,256	km/s

Earth Parameters		
μ_T	398600,5	km^3/s^2
1 sideral day	86150	s
	23,93	hr
R_T	6378	km
1 sideral year	3,16E+07	s
	365,26	days
Year Earth rotation	0,9856	deg/day
Daily Earth rotation velocity	15	deg/h
	15,04	deg/h
Solar Constant	1367	w/m^2
+/-	51	w/m^2
speed of light	3,00E+08	m/s
Earth magnetic field (M)	7,96E+15	tesla m^3
g_0	9,807	m/s^2
v_earth @eq	463,83	m/s

Risultati

f inerte	0,17	
Isp	320	s
Dv	256,1	m/s
g	9,807	m/s2
Dv/gIsp	0,082	
	1,085	
Mp	138,8	kg
+margin	169,4	
Minerte	28,4	
+margin	34,7	
+margin	39,9	
Mstage	167,2	
+margin	204,0	
MTOT	1771,5	
+margin	1808,3	

$$M_p = \frac{m_{PL}\,(e^{\Delta v / gI_{sp}} - 1)(1 - f_{inerte})}{1 - f_{inerte}\, e^{\Delta v / gI_{sp}}}$$

$$M_p = (1 - f_{inerte})\, M_{stage}$$

$$M_{inerte} = f_{inerte}\, M_{stage}$$

Dv	256,079041		m/s	trasferimento
	129,106539	126,972502	m/s	singoli trasfer

	totale	1	2	tot
Mp	138,8	67,9594871	66,8035148	134,763002