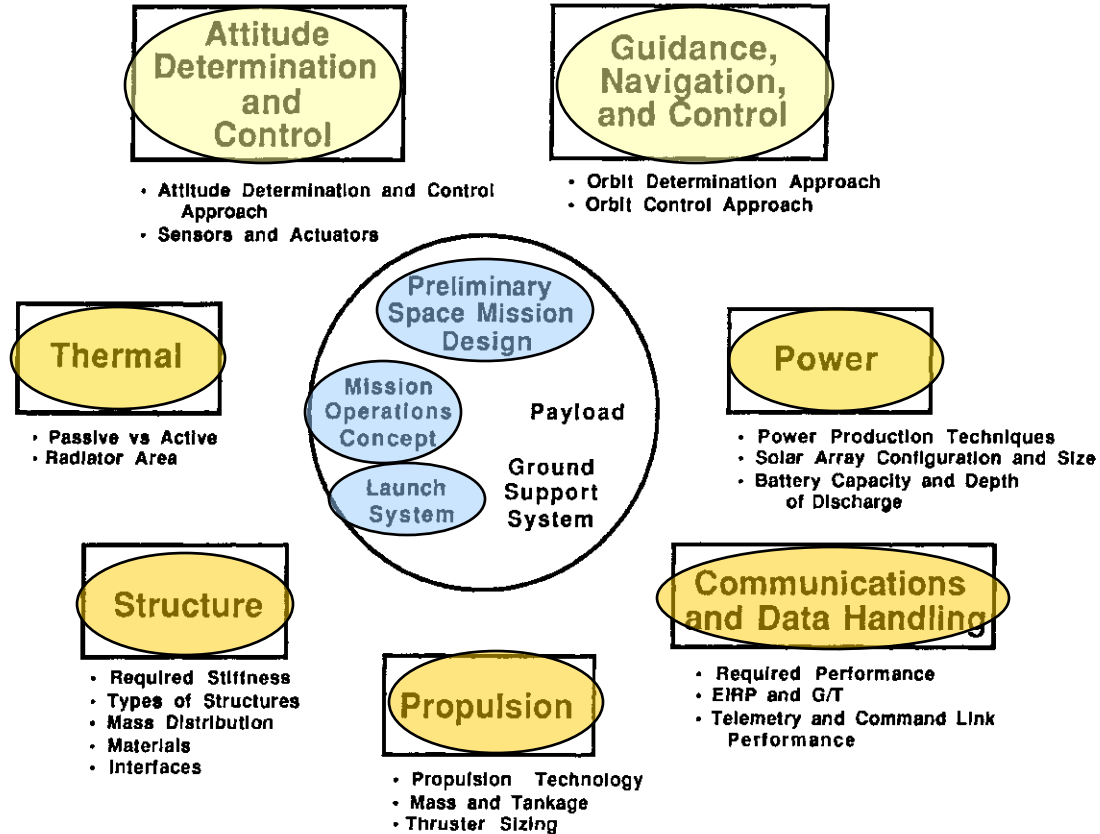


---

# **Il sistema di controllo di assetto di un satellite**

# SOTTO-SISTEMI



# Determinazione e Controllo Assetto 1/5

---

A satellite must maintain a certain attitude while in orbit

- to allow **precise pointing** of an antenna toward the Earth,
- to allow the **accurate orientation** of observation instruments toward the object being observed,
- and to **direct solar panels** toward the Sun.

But the satellite receives **interference** from such phenomena as the **Earth's gravitational and magnetic fields, and the solar wind.**

These phenomena tend to disturb the satellite's attitude, so it is necessary to control attitude to keep the satellite stable.

<http://spaceinfo.jaxa.jp/>

# Determinazione e Controllo Assetto 2/5

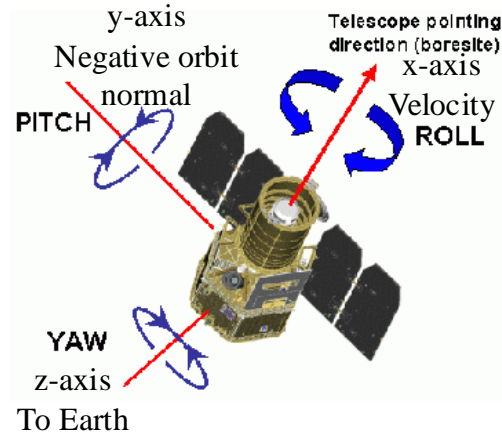
---

- The spacecraft needs an Attitude Determination and Control System (ADCS)
- To do the determination function requires knowledge of kinematics
- Attitude is determined using sensors
- To do the control function requires knowledge of kinetics and kinematics (dynamics)
- Attitude is controlled using actuators

# Determinazione e Controllo Assetto 3/5

## Modi operativi:

- Inserzione in orbita
- Acquisizione iniziale
- Normale
- Slew
- Contingency
- Speciale



$M = 215 \text{ kg}$   
 $I_x = I_y = 90 \text{ kg m}^2$   
 $I_z = 60 \text{ kg m}^2$   
Orbite attitude = 800 km, circular  
Slew rate  $< 0.1^\circ / \text{s}$   
Pointing accuracy =  $0.1^\circ$   
Mission is earth looking, except one operational manoeuvre per month to a target of opportunity

Mode	Description
<i>Orbit Insertion</i>	Period during and after boost while spacecraft is brought to final orbit. Options include no spacecraft control, simple spin stabilization of solid rocket motor, and full spacecraft control using liquid propulsion system.
<i>Acquisition</i>	Initial determination of attitude and stabilization of vehicle. Also may be used to recover from power upsets or emergencies.
<i>Normal, On-Station</i>	Used for the vast majority of the mission. Requirements for this mode should drive system design.
<i>Slew</i>	Reorienting the vehicle when required.
<i>Contingency, or Safe</i>	Used in emergencies if regular mode fails or is disabled. May use less power or sacrifice normal operation to meet power or thermal constraints.
<i>Special</i>	Requirements may be different for special targets or time periods, such as eclipses.

## Parametri e requisiti

determinazione  
& controllo

➤ *Accuracy*

o quanto bene misuro/controllo orientazione S/C ( $0.25^\circ$  su 3 assi)

➤ *Range*

o intervallo angolare entro cui devo garantire *accuracy* ( $30^\circ$  dal nadir)

controllo

➤ *Jitter*

o velocità angolare a breve termine, moto alta frequenza ( $1^\circ \text{ s}^{-1}$ )

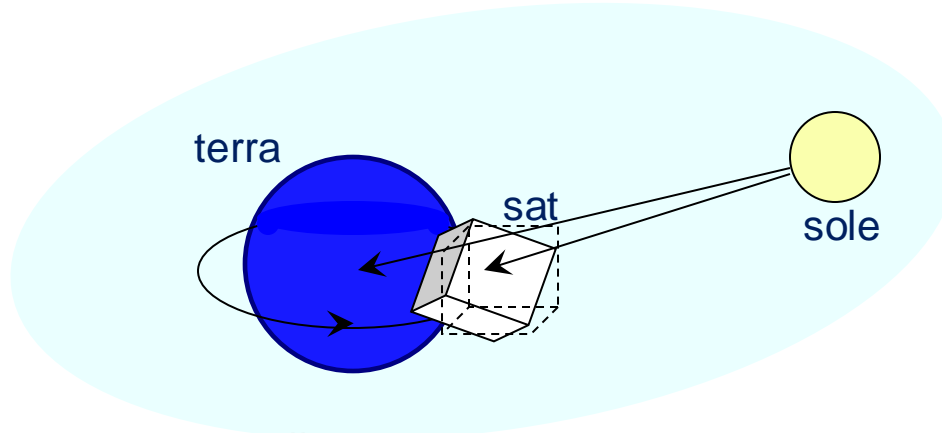
➤ *Drift*

o velocità angolare a lungo termine, moto bassa frequenza ( $1^\circ \text{ hr}^{-1}$ )

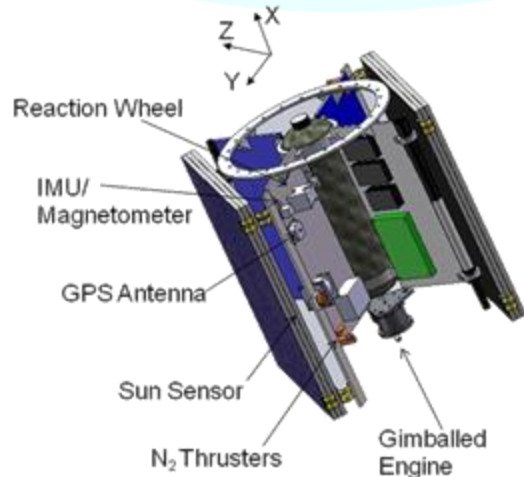
➤ *Settling time*

o tempo limite per riprendere il controllo dopo una manovra

# Determinazione e Controllo Assetto 5/5



CONTROLLO:  
SISTEMI ATTIVI  
SISTEMI PASSIVI



DETERMINAZIONE:  
SENSORI

GPS  
CELLE SOLARI,  
FOTODIODI  
MAGNETOMETRO

# Tecniche di Controllo 2/3

---

## CONTROLLO PASSIVO

- Gravity gradient control
- Controllo tramite magneti permanenti
- Tecniche di controllo dello spin

## CONTROLLO ATTIVO

- Controllo tramite bobine magnetiche
- Sistemi a zero momentum
- Sistemi a momentum bias
- Thrusters



# Control Algorithms

---

- Control Algorithms are computer programs that receive input data from vehicle sensors and derive the appropriate torque commands to the actuators to rotate the vehicle to the desired attitude

# Tecniche di Controllo 3/3

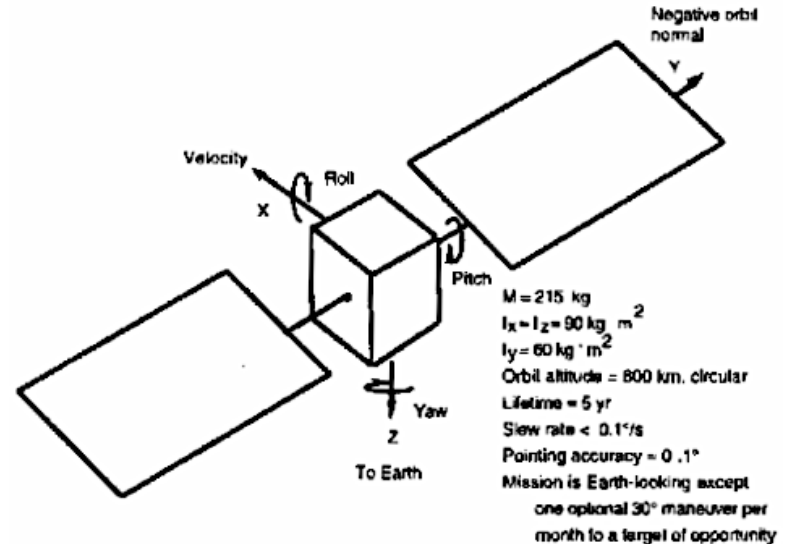
## Equazione di Eulero

➤  $\underline{dL} / dt = \underline{T} = \Sigma \underline{M}_i$

( $\underline{M}_i = \underline{r}_i \times \underline{F}_i$ )

➤  $\underline{L} = \underline{I} \cdot \underline{\omega}$

$\underline{T} = \underline{I} \cdot d\underline{\omega}/dt (\dots + \underline{\omega} \times \underline{I} \cdot \underline{\omega} \dots)$



## CONTROLLO PASSIVO

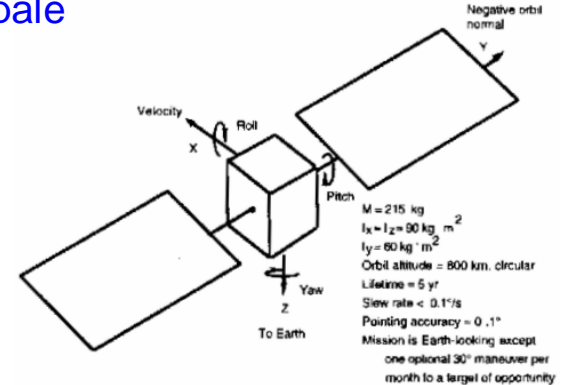
- $f(I_x, I_y, I_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z) = M_{dx} \quad (\dots M_{dy}, M_{dz})$
- $I_x \omega_x + [(I_z - I_y) \omega_y \omega_z] = M_{dx}$
- $I_y \omega_y + [(I_x - I_z) \omega_z \omega_x] = M_{dy}$
- $I_z \omega_z + [(I_y - I_x) \omega_x \omega_y] = M_{dz}$

Matrice nel sistema di riferimento fisso col corpo

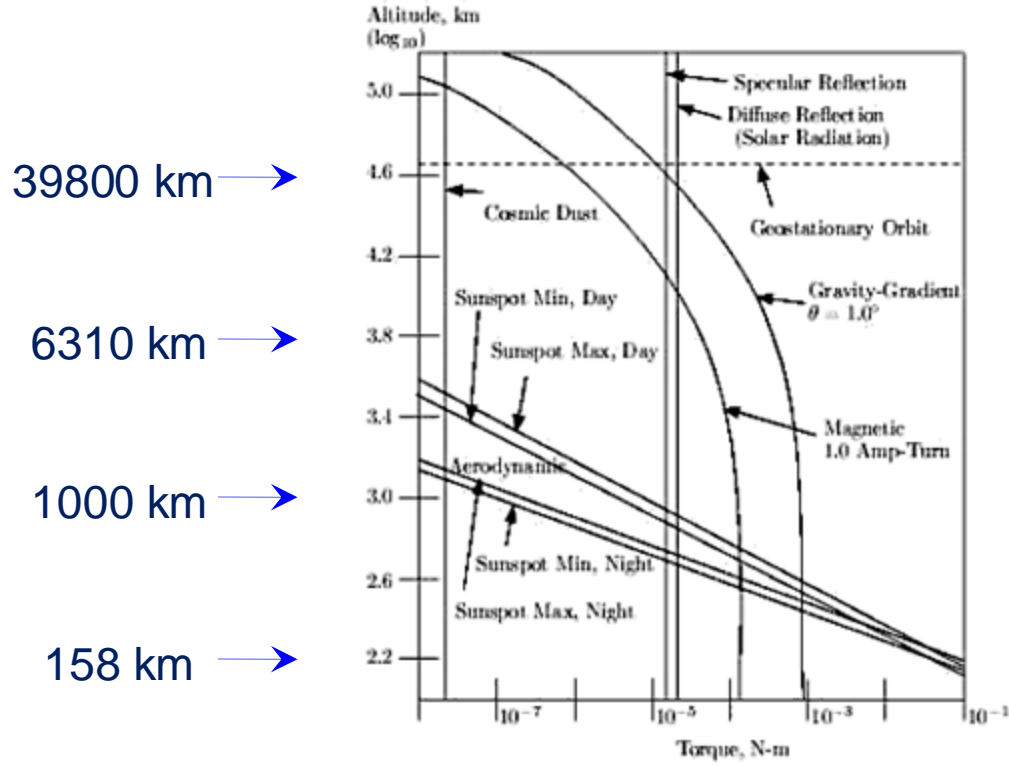
Sistema di riferimento principale

## CONTROLLO ATTIVO

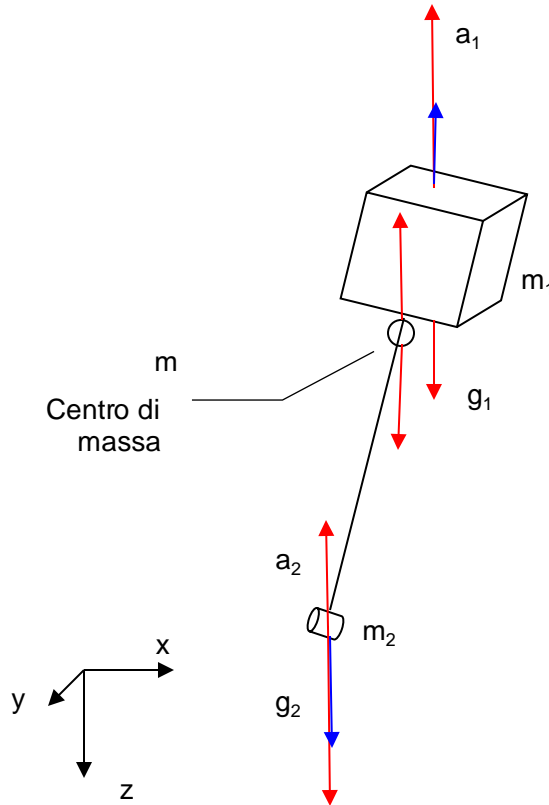
- $I_x \omega_x + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z = M_{dx} + M_{cx}$
- $I_y \omega_y + (I_x - I_z) \omega_z \omega_x = M_{dy} + M_{cy}$
- $I_z \omega_z + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y = M_{dz} + M_{cz}$



# Disturbi Ambientali



# BOOM: Gradiente di Gravità



## DIMENSIONAMENTO DEL BOOM

- ◆ CdM:
  - $F_0 = m\mu / R^2 = m\omega_o^2 R$
- ◆  $m_1$ :
  - $F_{g,1} = m_1\mu / R_1^2 < m_1\omega_o^2 R_1$
- ◆  $m_2$ :
  - $F_{g,2} = m_2\mu / R_2^2 > m_2\omega_o^2 R_2$

$$(\omega_o^2 = \mu/R^3)$$

$$T_G = \frac{3\mu}{2a^3} |I_Z - I_{MIN}| \text{sen}(2\theta)$$

# Stabilizzazione a Spin 1/2

## RIGIDITA' GIROSCOPICA

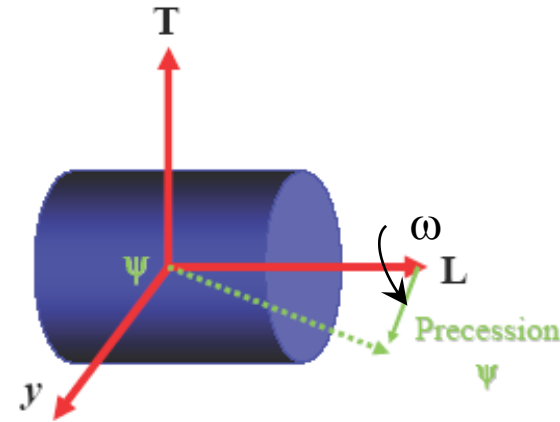
$$L = I\omega$$

$\omega$  velocità angolare,  $I$  momento d'inerzia,  
 $\Rightarrow L$  momento angolare ( $\gg$ )

Perturbazione  $\Rightarrow$  Forza  $\Rightarrow T$  (torsione),  
 $\Rightarrow$  direzione di  $L$  varia di  $d\psi$  (precessione)

$\Rightarrow$  piccola torsione  $T$ :  
 $\Rightarrow d\psi/dt$  piccolo

$\Rightarrow$  per una data torsione  $T$ :  
 $\Rightarrow (L \gg) d\psi/dt \ll$



$$\frac{d\psi}{dt} \approx \frac{T}{L}$$

$$\mathbf{T} = \frac{d\boldsymbol{\psi}}{dt} \times \mathbf{L}$$

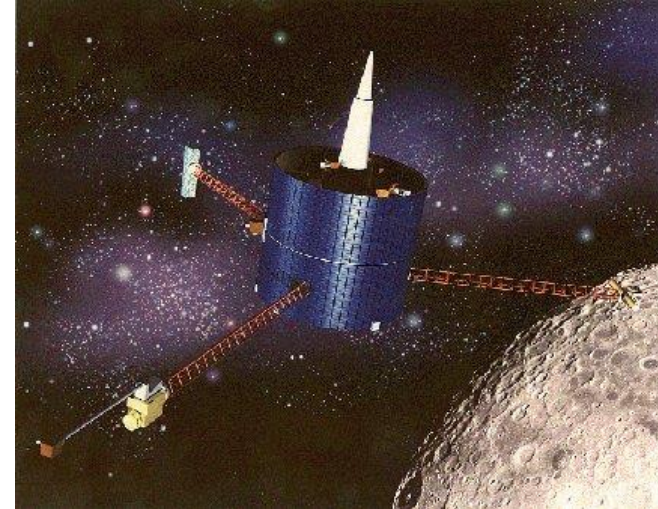
# Stabilizzazione a Spin 2/2

---

Valori tipici: 1 rivoluzione al secondo

Svantaggi:

- pannelli solari ridotti
- orientamento antenne e strumenti richiedono ulteriori manovre (de-spinning)



# I diversi tipi di attuatori

- Propulsori e gas jet
- Ruote di reazione e di momento
- Control moment gyro
- Magnetic torquer

Actuator	Typical Performance Range	Weight (kg)	Power (W)	Suppliers
Thrusters • Hot gas (hydrazine) • Cold gas	0.5 to 9,000 N* < 5 N*	Variable† Variable†	N/A † N/A†	Rocket Research, Hamilton Standard, TRW, Marquardt, Walter Kidde, Hughes
Reaction & momentum wheels	0.4 to 400 N·m·s for momentum wheels at 1200 to 5000 rpm: max torques from 0.01 to 1 N·m	2 to 20	10 to 110	Bendix, GE, Honeywell
Control moment gyros (CMG)	25 to 500 N·m of torque	> 40	90 to 150	Bendix, Honeywell
Magnetic torquers	1 to 4000 A·m <sup>2</sup> †	0.4 to 50	0.6 to 16	Ithaco, Hughes, Lockheed, McDonnell Douglas



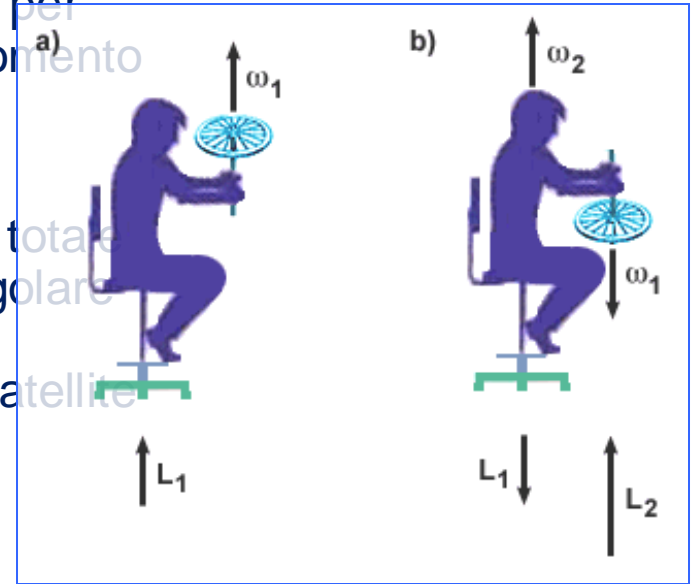
# Ruote 1/4

## Momentum o Reaction Wheel

Dischi (rotori) che ruotano grazie a un motore elettrico

Quando il motore applica un momento di torsione per accelerare o rallentare il rotore, produce un momento di torsione di reazione sul corpo del satellite

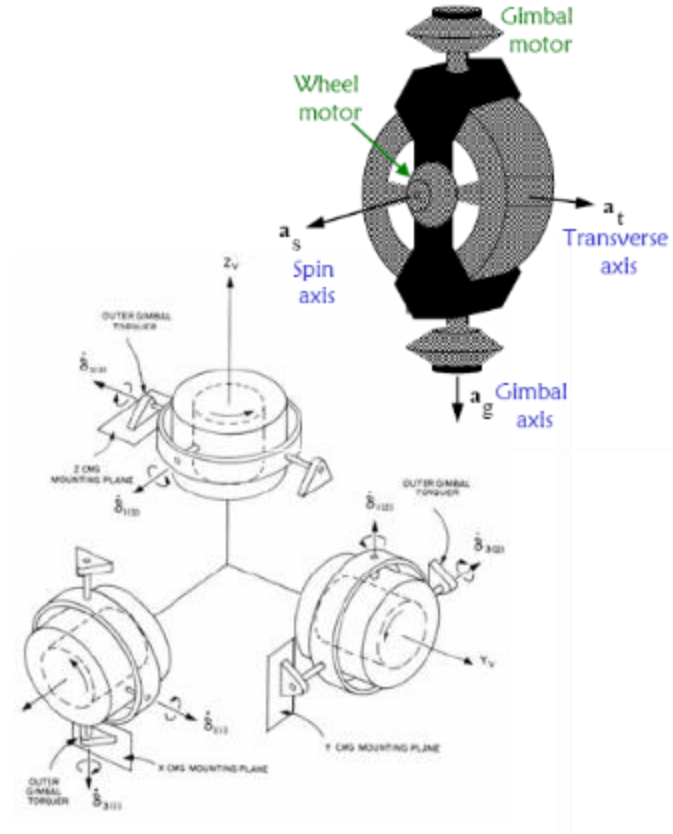
Essendo un sistema chiuso, il momento angolare totale è costante  $\Rightarrow$  qls variazione del momento angolare di una ruota comporta una variazione uguale e opposta del momento angolare del corpo del satellite



# Ruote 2/4

- Asse di gimbal: fisso nel sistema rif. corpo
- Asse di spin controllato dal motore di gimbal
- Velocita' di spin controllata dal motore della ruota
- Angoli di gimbal fissi:
  - “momentum wheel” (MW)
  - “reaction wheel” (RW)
- Velocita' di ruota fissa:
  - “control moment gyro” (CMG)

L'asse di rotazione fissato per ogni ruota  $\Rightarrow$   
una ruota puo' agire solo su un asse  $\Rightarrow$   
almeno tre ruote per controllare il satellite  
su tre assi



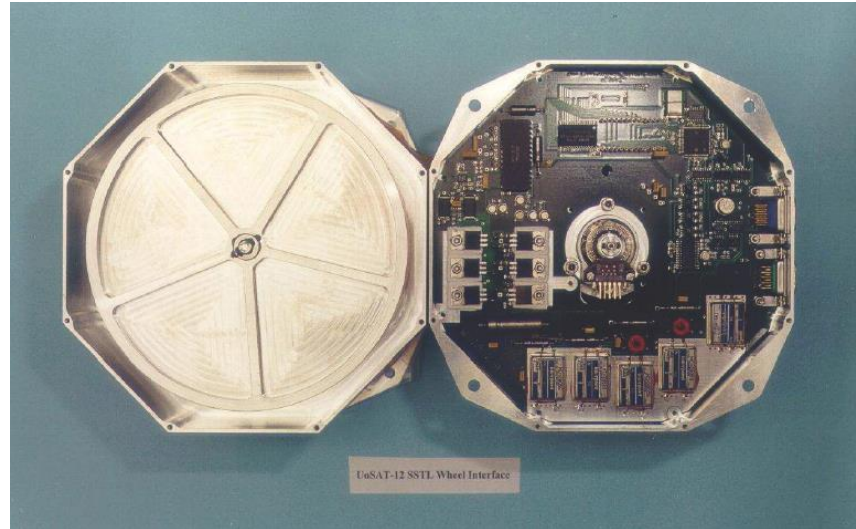
# Ruote 3/4

---

Se le ruote sono usate ripetutamente per contrastare una torsione sempre nello stesso senso, le ruote possono superare la loro velocità massima  $\Rightarrow$  devono essere “dumpate” (thrusters or magnetic torquers)

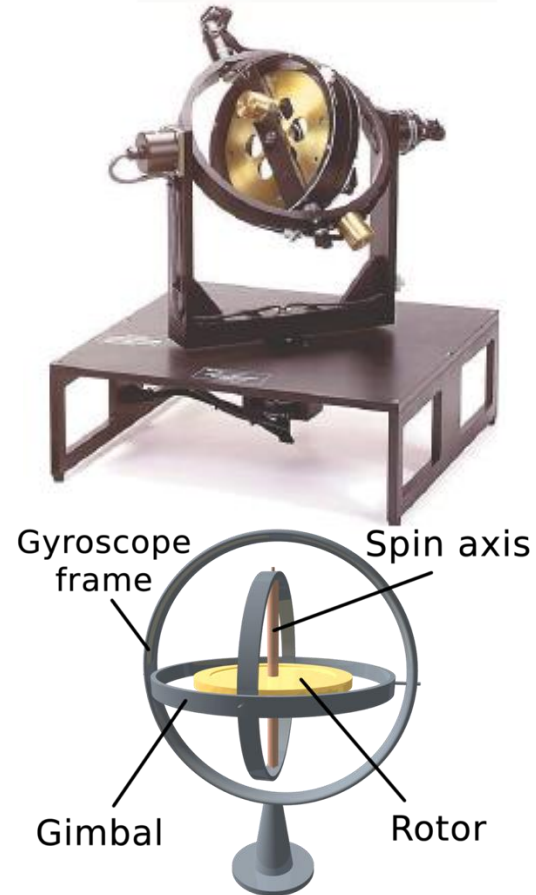
- Ruote di reazione: velocità nominale zero
  - o Il motore elettrico fa ruotare la RW per torcere la S/C
  - o Risposta veloce
  - o Saturazione può essere un problema
  - o Usate quando la torsione è richiesta periodicamente
- Ruote di momento: velocità nominale alta (~6000 rpm) per fornire rigidità giroscopica
  - o Range permesso: +/- 10% della velocità media

# Ruote 4/4



# Giroscopi

- F Forniscono alti livelli di controllo (100x ruote convenzionali)
- F Il sistema di controllo molto più complesso delle ruote convenzionali
- F Pesanti, alti consumi, rumorosi, vibrazioni



# Magnetic Torquer 1/2

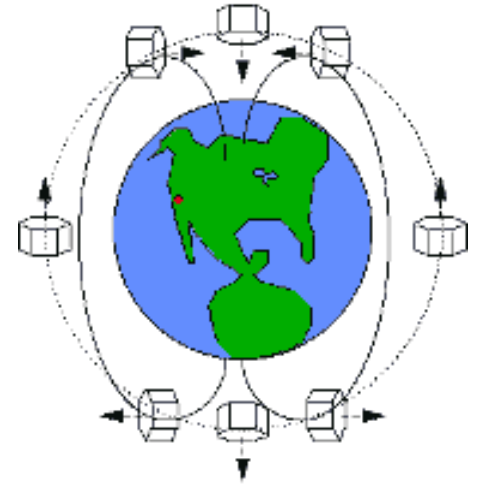
Il campo magnetico della S/C (momento di dipolo  $\underline{\mathbf{m}}$ ) interagisce con quello della Terra ( $\underline{\mathbf{B}}$ ) producendo un momento di torsione  $\underline{\mathbf{T}}$ :

$$\underline{\mathbf{T}} = \underline{\mathbf{m}} \times \underline{\mathbf{B}}$$

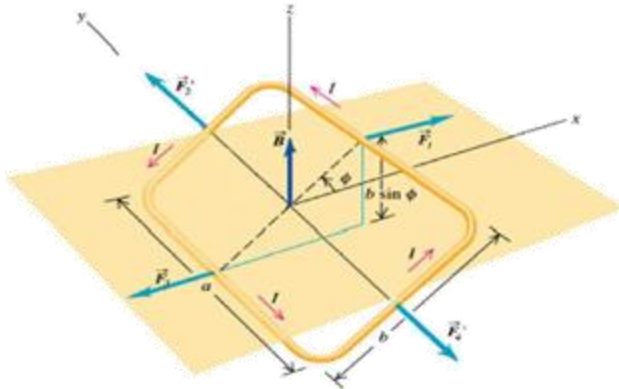
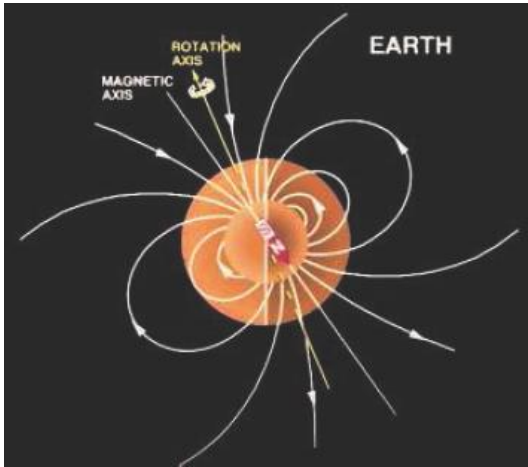
Torque rods: bobine scelte e posizionate opportunamente, percorse da correnti variabili per controllare l'assetto

$$\underline{\mathbf{T}} = nIA (\underline{\mathbf{c}} \times \underline{\mathbf{B}})$$

$n$ =no. di spire,  $I$  = corrente,  $A$  = sezione trasversale della bobina,  $\underline{\mathbf{c}}$  = versore dell'asse della bobina



# Magnetic Torquer 2/2



- F Magnetic torquers sono efficaci anche fino alle GEO, ma il CM della Terra decresce velocemente con l' altezza
- F Questi sistemi non richiedono carburante e sono controllabili (ma sistema di controllo complesso) e devono essere posizionati accuratamente
- F Sono utilizzati anche per “momentum dumping” ...

# Momenti

## Sommario p. 366 SMAD (tab. 11-9A)

Disturbance	Type	Influenced Primarily by	Formula
Gravity-gradient	Constant torque for Earth-oriented vehicle, cyclic for inertially oriented vehicle	<ul style="list-style-type: none"> <li>Spacecraft Inertias</li> <li>Orbit altitude</li> </ul>	$T_g = -\frac{3\mu}{2R^3} [I_z - I_y] \sin(2\theta)$ <p>where <math>T_g</math> is the max gravity torque; <math>\mu</math> is the Earth's gravity constant (<math>3.986 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2</math>); <math>R</math> is orbit radius (m), <math>\theta</math> is the maximum deviation of the Z-axis from local vertical in radians, and <math>I_z</math> and <math>I_y</math> are moments of inertia about z and y (or x, if smaller) axes in <math>\text{kg}\cdot\text{m}^2</math>.</p>
Solar Radiation	Cyclic torque on Earth-oriented vehicle, constant for solar-oriented vehicle or platform	<ul style="list-style-type: none"> <li>Spacecraft geometry</li> <li>Spacecraft surface reflectivity</li> <li>Spacecraft geometry and cg location</li> </ul>	<p>Solar radiation pressure, <math>T_{sp}</math>, is highly dependent on the type of surface being illuminated. A surface is either transparent, absorbent, or a reflector, but most surfaces are a combination of the three. Reflectors are classed as diffuse or specular. In general, solar arrays are absorbers and the spacecraft body is a reflector. The worst case solar radiation torque is</p> $T_{sp} = F(c_{pa} - cg)$ <p>where <math>F = \frac{F_s}{c} A_p (1+q) \cos i</math></p> <p>and <math>F_s</math> is the solar constant, <math>1,567 \text{ W/m}^2</math>, <math>c</math> is the speed of light, <math>3 \times 10^8 \text{ m/s}</math>, <math>A_p</math> is the surface area, <math>c_{pa}</math> is the location of the center of the solar pressure, <math>cg</math> is the center of gravity, <math>q</math> is the reflectance factor (ranging from 0 to 1, we use 0.6), and <math>i</math> is the angle of incidence of the Sun.</p>
Magnetic Field	Cyclic	<ul style="list-style-type: none"> <li>Orbit altitude</li> <li>Residual spacecraft magnetic dipole</li> <li>Orbit inclination</li> </ul>	$T_{m} = DB$ <p>where <math>T_m</math> is the magnetic torque on the spacecraft; <math>D</math> is the residual dipole of the vehicle in <math>\text{amp}\cdot\text{turn}\cdot\text{m}^2</math> (<math>\text{A}\cdot\text{m}^2</math>), and <math>B</math> is the Earth's magnetic field in tesla. <math>B</math> can be approximated as <math>2M/R^3</math> for a polar orbit to half that at the equator. <math>M</math> is the magnetic moment of the Earth, <math>7.96 \times 10^{15} \text{ tesla}\cdot\text{m}^3</math>, and <math>R</math> is the radius from dipole (Earth) center to spacecraft in m.</p>
Aerodynamic	Constant for Earth-oriented vehicles, variable for inertially oriented vehicle	<ul style="list-style-type: none"> <li>Orbit altitude</li> <li>Spacecraft geometry and cg location</li> </ul>	<p>Atmospheric density for low orbits varies significantly with solar activity.</p> $T_a = F(c_{pa} - cg) = FL$ <p>where <math>F = 0.5 [\rho C_D AV^2]</math>; <math>F</math> being the force; <math>C_D</math> the drag coefficient (usually between 2 and 2.5); <math>\rho</math> the atmospheric density; <math>A</math>, the surface area; <math>V</math>, the spacecraft velocity; <math>c_{pa}</math> the center of aerodynamic pressure; and <math>cg</math> the center of gravity.</p>



# Tecniche di Controllo

Type	Pointing Options	Attitude Maneuverability	Typical Accuracy	Lifetime Limits
Gravity gradient	Earth local vertical only	Very limited	$\pm 5^\circ$ (two axes)	None
Gravity gradient & momentum bias wheel	Earth local vertical only	Very limited	$\pm 5^\circ$ (three axes)	Life of wheel bearings
Passive magnetic	North/south only	Very limited	$\pm 5^\circ$ (two axes)	None
Pure spin stabilization	Inertially fixed any direction Repoint with precession maneuvers	High propellant usage to move stiff momentum vector	$\pm 0.1^\circ$ to $\pm 1^\circ$ in two axes (proportional to spin rate)	Thruster propellant (if applies)*
Dual spin stabilization	Limited only by articulation on despun platform	Momentum vector same as above Despun platform constrained by its own geometry	Same as above for spin section Despun dictated by payload reference and pointing	Thruster propellant (if applies)* Despin bearings
Bias momentum (1 wheel)	Best suited for local vertical pointing	Momentum vector of the bias wheel prefers to stay normal to orbit plane, constraining yaw maneuver	$\pm 0.1^\circ$ to $\pm 1^\circ$	Propellant (if applies)* Life of sensor and wheel bearings
Zero momentum (thruster only)	No constraints	No constraints High rates possible	$\pm 0.1^\circ$ to $\pm 5^\circ$	Propellant
Zero momentum (3 wheels)	No constraints	No constraints	$\pm 0.001^\circ$ to $\pm 1^\circ$	Propellant (if applies)* Life of sensor and wheel bearings
Zero momentum CMG	No constraints	No constraints High rates possible	$\pm 0.001^\circ$ to $\pm 1^\circ$	Propellant (if applies)* Life of sensor and

# I diversi tipi di sensori 1/2

- Sensori solari
  - o Analogici
  - o Di presenza
  - o Digitali
- Sensori stellari (star tracker)      sole/terra ~ 400
- Sensori di orizzonte                      sole/terra ~ 30000
  - o Terra                      (IR / V)
  - o Luna                      (IR / V)
- Magnetometri
- Ricevitori GPS
- Giroscopi

Sensor	Typical Performance Range	Wt Range (kg)	Power (W)	Some Typical Suppliers
Inertial measurement unit (gyros & accelerometers)	Gyro drift rate = 0.003°/hr to 1°/hr, accel. linearity = 1 to 5 x 10 <sup>-6</sup> g/g <sup>2</sup> over range of 20 to 60 g	3 to 25	10 to 200	Northrop, Bendix, Kearfott, Honeywell, Hamilton Standard, Litton, Teledyne
Sun sensors	Accuracy = 0.005° to 3°	0.5 to 2	0 to 3	Adcole, TRW, Ball Aerospace
Star sensors (scanners & mappers)	Attitude accuracy = 1 arc sec to 1 arc min 0.0003° to 0.01°	3 to 7	5 to 20	Ball Aerospace, Bendix, Honeywell, Hughes
Horizon sensors <ul style="list-style-type: none"><li>• Scanner/Pipper</li><li>• Fixed head (static)</li></ul>	Attitude accuracy: 0.1° to 1° (LEO) <0.1° to 0.25°	2 to 5 2.5 to 3.5	5 to 10 0.3 to 5	Barnes, Ithaco, Lockheed Barnes, Lockheed
Magnetometer	Attitude accuracy = 0.5 to 3°	0.6 to 1.2	<1	Schonstedt, Develco

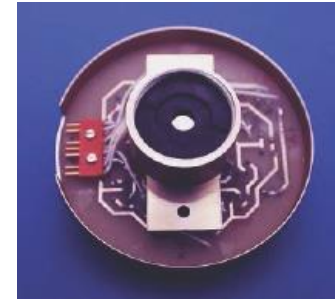
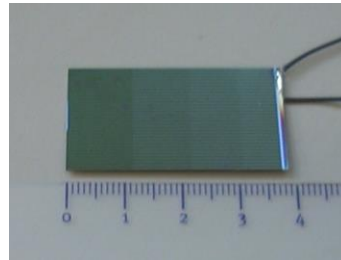
# I diversi tipi di sensori 2/2

---

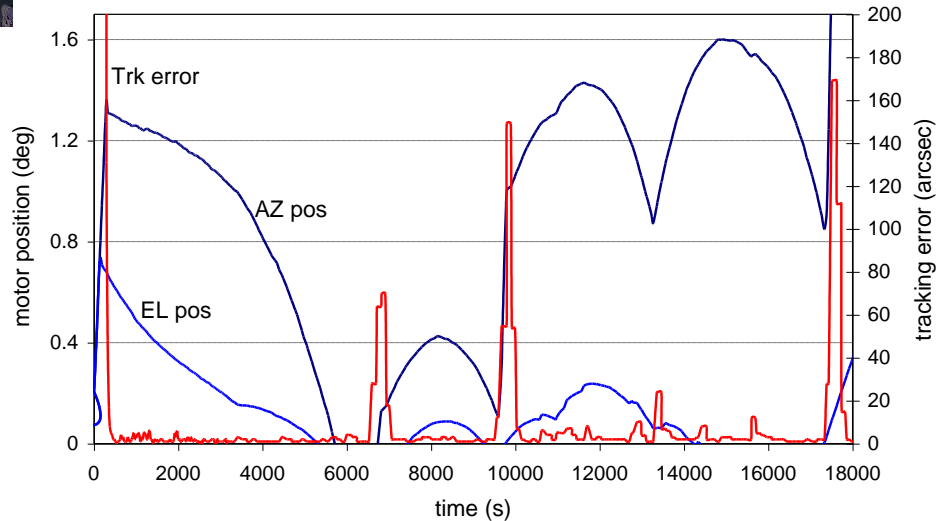
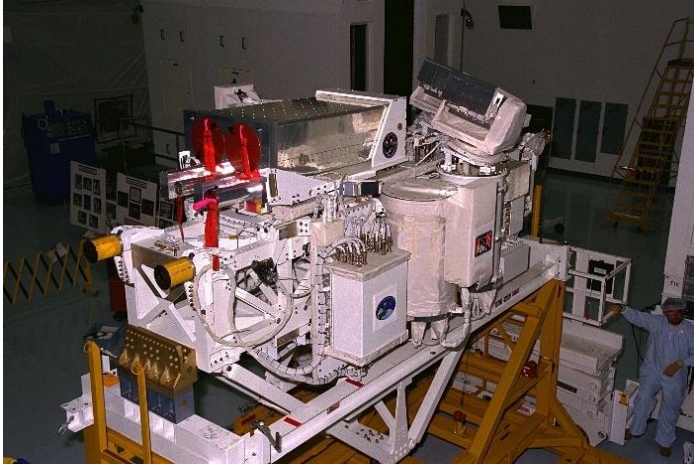
## Sensori stellari



## Sensori solari

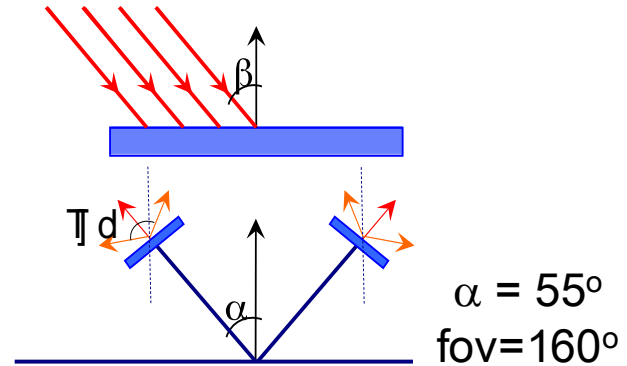
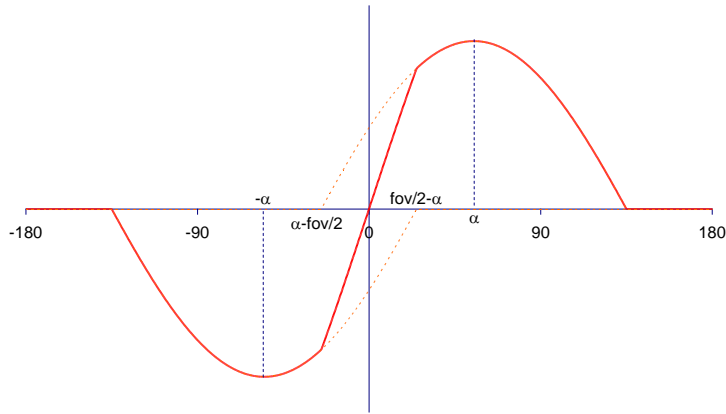


# Star Trackers



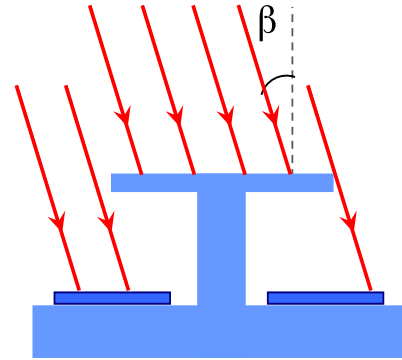
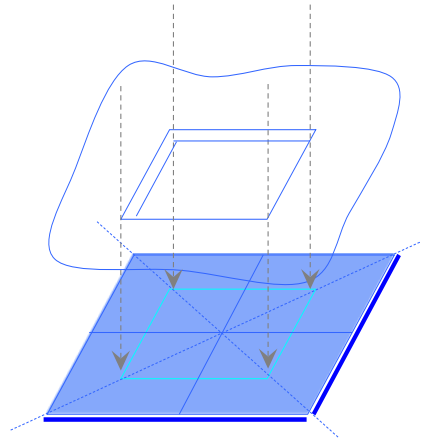
# Sensori Solari Analogici

Celle solari:  $I(\beta) = I_0 \cos \beta$



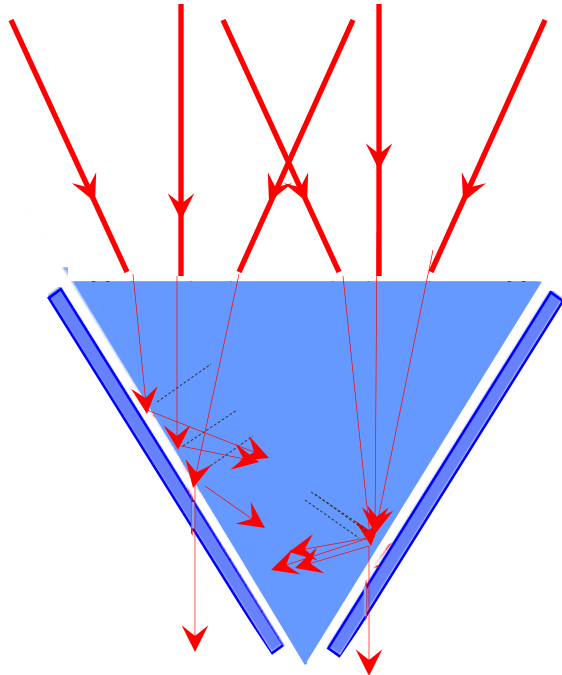
# Sensori Solari Analogici

---



# Sensori Solari di Presenza

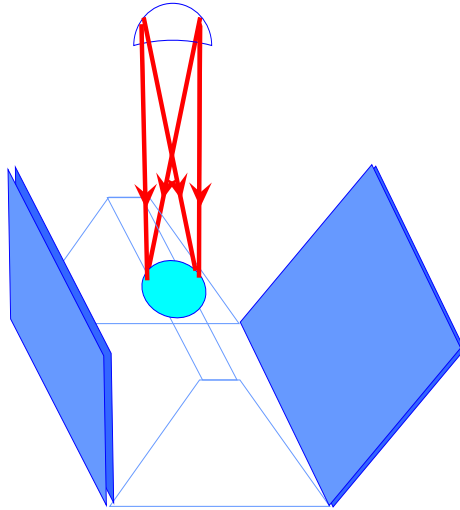
---



$$n \sin \gamma = 1$$

# Sensori Solari di Presenza

---



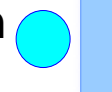
on axis



off axis



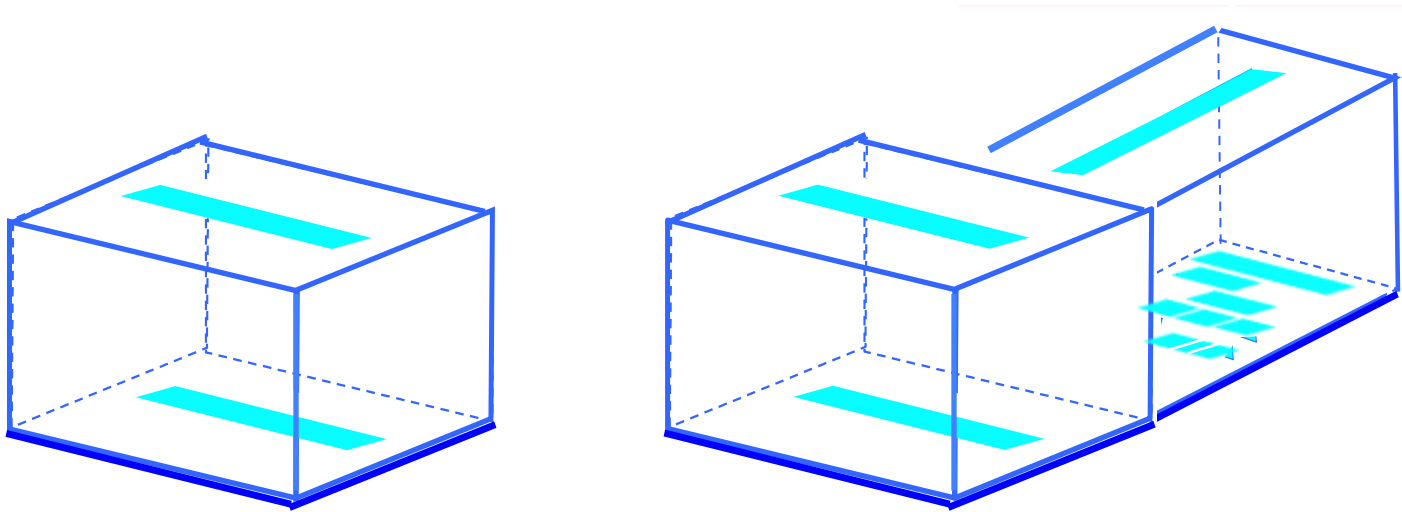
saturation



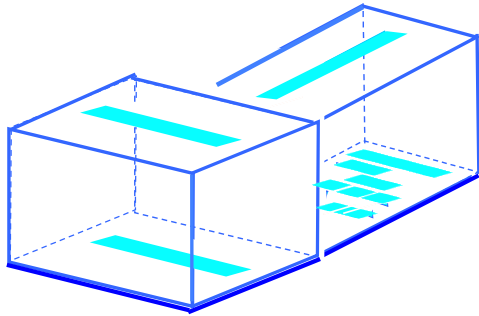


# Sensori Solari di Presenza

---

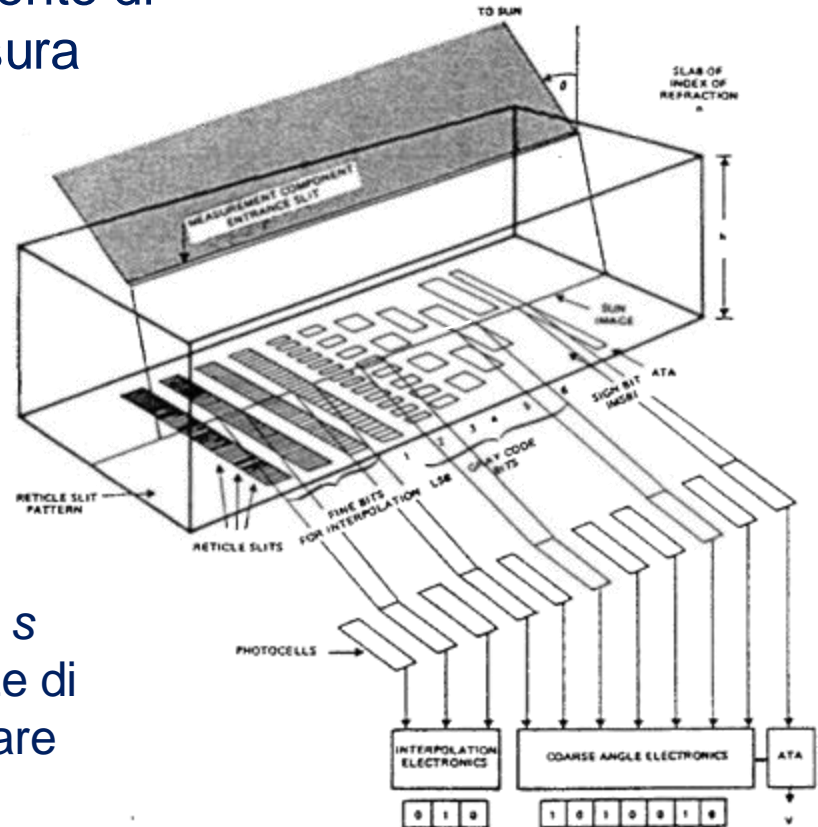


# Sensori Solari Digitali



Componente di comando

Componente di misura



## Codice Gray

codice binario a lunghezza fissa s costituito da tutte le  $2^s$  sequenze di s bit e consente di rappresentare tutti gli interi da 0 a  $2^s-1$

# Tecniche di controllo

RICHIESTE	EFFETTI SUL SATELLITE	EFFETTI SULL'ADCS
<p>PUNTATORI TERRESTRI</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- puntamento al nadir</li> <li>- scanning</li> <li>- puntamento via dal nadir</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- il gradiente di gravità è buono per basse precisioni (&gt; 1 grado)</li> <li>- la stabilizzazione sui tre assi è accettabile con riferimento alla verticale locale</li> </ul>	<p>SE VIENE USATO IL GRADIENTE DI GRAVITÀ SONO RICHIESTI I SEGUENTI DISPOSITIVI:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- boom per creare il gradiente di gravità e smorzatori di librazione</li> <li>- sensori solari, magnetometri o sensori di orizzonte per la determinazione dell'assetto</li> <li>- una ruota di momento per il controllo dell'imbardata</li> </ul> <p>SE VIENE USATO IL CONTROLLO SUI TRE ASSI SONO RICHIESTI I SEGUENTI DISPOSITIVI:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- sensori di orizzonte per il riferimento verticale (rollio e beccheggio)</li> <li>- un sensore stellare o solare per il riferimento lungo il terzo asse e per la determinazione dell'assetto</li> <li>- ruote di reazione o di momento per un puntamento fine</li> <li>- sistemi a reazione (propulsori) per il puntamento grezzo e per lo smorzamento dei momenti angolari</li> <li>- gli attuatori magnetici (magnetic torquer) possono anch'essi essere utilizzati per smorzare i momenti</li> </ul>
<p>PUNTATORI INERZIALI</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- Sole</li> <li>- target celesti</li> <li>- altri obiettivi</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- il gradiente di gravità non è adeguato</li> <li>- la stabilizzazione di spin va bene per precisioni intermedie, con poche manovre d'assetto</li> <li>- il controllo sui tre assi è il più versatile per frequenti ri-orientamenti</li> </ul>	<p>SE VIENE USATO IL CONTROLLO PER MEZZO DELLO SPIN SONO RICHIESTI I SEGUENTI DISPOSITIVI:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- una piattaforma non spinnata, per favorire il puntamento del payload e dei sensori d'assetto</li> <li>- propulsori per ri-orientare il vettore di momento angolare</li> <li>- smorzatori di nutazione</li> </ul> <p>SE VIENE USATO IL CONTROLLO SUI TRE ASSI SONO RICHIESTI I SEGUENTI DISPOSITIVI:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- i sensori solari e stellari sono quelli tipicamente usati</li> <li>- i tipici attuatori sono le ruote di reazione e i propulsori</li> <li>- possono essere richiesti carichi (payload) articolati per effettuare scansioni</li> </ul>

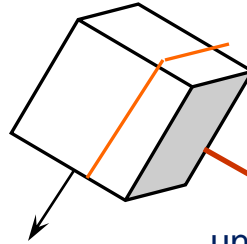
# Tecniche di controllo

PRECISIONE RICHIESTA	EFFETTI SUL SATELLITE	EFFETTI SULL'ADCS
> 5 gradi	<ul style="list-style-type: none"> <li>- consente la stabilizzazione per mezzo del gradiente di gravità</li> <li>- permette una maggiore limitazione dei costi</li> </ul>	<p>SENZA DETERMINAZIONE DELL'ASSETTO:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- non è richiesto nessun sensore per la stabilizzazione con gradiente di gravità</li> <li>- gli unici attuatori richiesti sono: un motore per il boom, uno smorzatore e una ruota di momentum bias</li> </ul> <p>CON DETERMINAZIONE DELL'ASSETTO:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- sensori solari e magnetometri sono adeguati per la determinazione dell'assetto con precisione inferiore ai 2 gradi</li> <li>- precisioni maggiori di 2 gradi richiedono sensori stellari o sensori di orizzonte</li> </ul>
da 1 a 5 gradi	<ul style="list-style-type: none"> <li>- non è utilizzabile il gradiente di gravità</li> <li>- la stabilizzazione di spin è attuabile se la rigidità giroscopica è sufficiente</li> <li>- la stabilizzazione sui tre assi lavora bene</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- fra i sensori, i più adeguati potrebbero essere quelli solari o ad orizzonte, specialmente per uno spinner</li> <li>- la stabilizzazione sui tre assi richiede, come attuatori, un sistema di ruote che risparmiano propellente per missioni di lunga durata</li> <li>- come attuatori di spinner, propulsori e smorzatori risultano adeguati</li> <li>- magnetic torquer (e magnetometro) risultano utili</li> </ul>
da 0.1 a 1 gradi	<ul style="list-style-type: none"> <li>- stabilizzazione sui tre assi e momentum bias attuabili</li> <li>- dual spin stabilizazion anche attuabile</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- il bisogno di accurati riferimenti d'assetto portano all'utilizzo di sensori stellari o di orizzonte</li> <li>- utilizzo di ruote di reazione affiancate da razzetti per la desaturazione e per un controllo grezzo</li> <li>- magnetic torquer utilizzabili per veicoli leggeri (è richiesto anche un magnetometro)</li> </ul>
< 0.1 gradi	<ul style="list-style-type: none"> <li>- stabilizzazione sui tre assi diventa indispensabile</li> <li>- può richiedere carichi articolati e isolati dalle vibrazioni</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- il bisogno di accurati riferimenti d'assetto impongono l'utilizzo dei sensori stellari</li> <li>- utilizzo di ruote di reazione affiancate da razzetti per la desaturazione e per un controllo grezzo</li> <li>- le leggi di controllo e i calcoli necessari diventano molto più complicati</li> </ul>

# ESEMPIO: BOOM+BOBINA

## BOBINA

Compromesso tra massa minima e momento magnetico massimo



Con questa scelta AtmoCube sarà in grado di soddisfare i requisiti di missione:

## BOOM

Compromesso tra massimo gradiente

gr

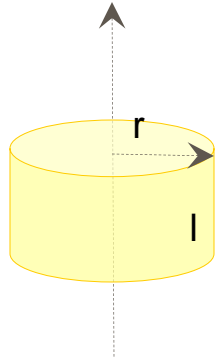
Altezza (km)	$T_{\text{AERODINAMICA}} \text{ (Nm)}$	$T_{\text{GGRAVITAZIONE}}$	
650	<i>min sol</i>	$1.347 \times 10^{-9}$	$1.427 \times 10^{-7}$
	<i>max sol</i>	$3.890 \times 10^{-8}$	
500		$1.350 \times 10^{-8}$	$1.523 \times 10^{-7}$
		$2.711 \times 10^{-7}$	
400		$1.120 \times 10^{-7}$	$1.590 \times 10^{-7}$
		$1.154 \times 10^{-6}$	
300		$1.270 \times 10^{-6}$	$1.664 \times 10^{-7}$
		$6.144 \times 10^{-6}$	
			$4.138 \times 10^{-6}$
			$5.668 \times 10^{-6}$
			$4.324 \times 10^{-6}$
			$5.923 \times 10^{-6}$
			$4.521 \times 10^{-6}$
			$6.193 \times 10^{-6}$

una faccia rivolta verso il nadir per mantenere l'antenna rivolta verso Terra  
una faccia rivolta nella direzione del moto per il calcolo della densità atmosferica



- Stimare i momenti di torsione esterni (di disturbo) che agiscono sulla S/C
- Supponendo di avere un sistema di 3 RW ( $R=0.075$  m, vel. spin=1000 rpm), stimare quale debba essere la capacita' di immagazzinamento di momento ( $L=Torsione \times tempo$  accumulo) e la massa di ciascuna RW

❓ Suggerimenti tab 11.12 smad



- $I_{cilindro} = \frac{1}{2} mr^2$   
(lungo l' asse longitudinale)
- $I_{cilindro} = m(r^2/4+l^2/12)$   
(lungo l' asse trasversale)
- $L = 0.707 T_D (t/4)$  RW
- $L \cdot \theta = T_D (t/4)$  MW  
 $T_D = torsione di disturbo$   
 $t = periodo orbitale$

S/C characteristics	
mass	2089 kg
length	4 m
diameter	2.6 m
coeff. reflectivity	0.6
magnetic dipole	2.5 A m <sup>2</sup>
drag coeff.	2.5
diff. center pressure / center gravity	0.40 m

Operational characteristics	
orbit altitude	600 km
max angular dev. from local vertical	1 deg
mission lifetime	5 years

# SMAD tab. 11-12

Parameter	Simplified Equations	Application to FireSet Example
Torque from Reaction Wheel for Disturbance Rejection	Reaction-wheel torque must equal worst-case anticipated disturbance torque plus some margin: $T_{RW} = (\frac{1}{\phi}) (\text{Margin Factor})$	For the example spacecraft, $T_D = 4.5 \times 10^{-8} \text{ N}\cdot\text{m}$ (Table 11-9). This is below almost all candidate reaction wheels. We will select a wheel based on storage requirements or slew torque, not disturbance rejection. See below.
Slew Torque for Reaction Wheels	For max-acceleration slews (1/2 distance in 1/2 time): $\frac{\theta}{2} = \frac{1}{2} \frac{T}{I} \left(\frac{t}{2}\right)^2$	For the 30-deg slews of the 90 kg-m <sup>2</sup> spacecraft (Fig. 11-1) in 10 min, this becomes: $T = 4\theta \frac{I}{t^2} = \frac{4 \times 30 \text{ deg} \times (\pi / 180 \text{ deg}) \times 90 \text{ kg}\cdot\text{m}^2}{(600 \text{ sec})^2}$ $= 5.2 \times 10^{-4} \text{ N}\cdot\text{m}$ This is also a small value.
Momentum Storage in Reaction Wheel	One approach to estimating wheel momentum, $h$ , is to integrate the worst-case disturbance torque, $T_D$ , over a full orbit. If the disturbance is gravity gradient, the maximum disturbance accumulates in 1/4 of an orbit. A simplified expression for such a sinusoidal disturbance is: $h = (T_D) \frac{\text{Orbital Period}}{4} (0.707)$ where 0.707 is the rms average of a sinusoidal function.	For $T_D = 4.5 \times 10^{-8} \text{ N}\cdot\text{m}$ (Table 11-9B) and a 700-km orbital period of 98.8 min $h = (4.5 \times 10^{-8} \text{ N}\cdot\text{m}) \left(\frac{98.8 \text{ min}}{4}\right) \left(\frac{60 \text{ sec}}{\text{min}}\right) (0.707)$ $= 4.7 \times 10^{-5} \text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}$ A small reaction wheel which gives us storage of 0.4 N·m·s would be sufficient. It provides a margin of > 9 in storage for the worst-case torques.
Momentum Storage in Momentum Wheel	Roll and yaw accuracy depend on the wheel's momentum and the external disturbance torque. A simplified expression for the required momentum storage is: $T \times \frac{P}{4} = h \dot{\theta}_s$ $T = \text{torque}$ $P = \text{orbit period}$ $h = \text{angular momentum}$ $\dot{\theta}_s = \text{slewable motion}$	The value of $h$ for a 0.1 deg yaw accuracy would be $h = \frac{(4.5 \times 10^{-8} \text{ N}\cdot\text{m}) \times 1482 \text{ sec}}{0.1 \times \frac{\pi}{180 \text{ deg}}}$ $= 38.2 \text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}$ $T_D$ is from Table 11-9A. For a 1 deg accuracy, we would need only 3.8 N·m·s
Momentum Storage in Sphner	Same as for a momentum wheel, but with the spin rate: $\omega_s = \frac{h}{I}$	For the 0.1 deg accuracy, the spin rate is: $\omega_s = \frac{(37.3) \text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}}{90 \text{ kg}\cdot\text{m}^2} = 0.42 \text{ rad/sec} = 4.1 \text{ rpm}$
Torque from Magnetic Torquers	Magnetic torquers use the Earth's magnetic field, $B$ , and electrical current through the torquer to create a magnetic dipole ( $D$ ) that results in torque ( $T$ ) on the vehicle: $D = \frac{T}{B}$ Magnets used for momentum dumping must equal the peak disturbance + margin to compensate for the lack of complete directional control.	Table 11-9B estimates the worst-case Earth field, $B$ , to be $4.5 \times 10^{-8}$ tesla. We calculate the torque rod's magnetic torquing ability (dipole) to counteract the worst-case gravity gradient disturbance, $T_D$ , of $4.5 \times 10^{-8} \text{ N}\cdot\text{m}$ as $D = \frac{T}{B} = \frac{4.5 \times 10^{-8} \text{ N}\cdot\text{m}}{4.5 \times 10^{-8} \text{ tesla}} = 1 \text{ A}\cdot\text{m}^2$ which is a small actuator. The Earth's field is cyclic at twice orbital frequency; thus, maximum torque is available only twice per orbit. A torquer of 3 to 10 A·m <sup>2</sup> capacity should provide sufficient margin.

# Risultati

INPUTS:	
S/C characteristics	
mass	2089 kg
cylinder length	4 m
cylinder diameter	2,6 m
min mom. inertia	1765,2 kg m <sup>2</sup>
max mom. inertia	3667,9 kg m <sup>2</sup>
coeff. reflectivity	0,6
magnetic dipole	2,5 A m <sup>2</sup>
drag coeff.	2,5
diff. center pressure / center gravity	0,4 m
area to Sun	5,3 m <sup>2</sup>
area to atmosphere	16,3 m <sup>2</sup>
max area	10,4
v <sup>2</sup>	57121351 m <sup>2</sup> /s <sup>2</sup>
v	7557,9 m/s
operational characteristics	
orbit altitude	600 km
max angular dev. from local vertical	1 deg
	0,017 rad
mission lifetime	5 years
	157680000 s
orbit radius	6978 km
period	5801,2 s
	1,6 hr
numero orbite 1 day	14,9

TORQUES	
gravity gradient	1,17E-04 N m
solar radiation	3,04E-05 N m
	7,59E-05 N
magnetic field	1,17E-04 N m
magn. f.	4,69E-05 tesla
aerodynamic	1,45E-04 N m
	3,63E-04
TOTAL (QUADRATIC SUM)	2,22E-04 N m
TOTAL (SUM)	4,10E-04 N m



# Risultati

	sum	quadr sum (indip)		
<b>REACTION WHEEL</b>				
Storage	4,2E-01	2,3E-01	N.m.s	1 orbit
	1,1E+04	1,1E+04	N.m.s	lifetime
storage 1 day tot	6,3E+00	3,4E+00	N.m.s	
/wheel	2,1E+00	1,1E+00	N.m.s	
w	1000		rpm	
	104,7		rad/s	
m	21,2	0,8 kg		1 day
		3,8 kg		/wheel
<b>MOMENTUM WHEEL</b>				
q	1		deg	
Storage	34,0	18,5	N.m.s	1 orbit
m	115,6	62,7 kg		1 orbit
		20,9		/wheel

○  $I_{cilindro} = \frac{1}{2} mr^2$

○  $L = I \omega$

○  $L = 0.707 T_D (t/4)$

○  $L \cdot \theta = T_D (t/4)$

RW

MW

## Esercizio 2/2

- Supponendo di avere un sistema di 2 thruster (posti ai bordi del cilindro in posizione opposta) per smorzare ogni RW (una volta al giorno,  $\Delta t=1$  s,  $I_{sp}=320$  s), valutare:
- o la spinta di ciascun thrust
  - o Il numero totale di impulsi per tutta la vita del satellite
  - o il propellente necessario

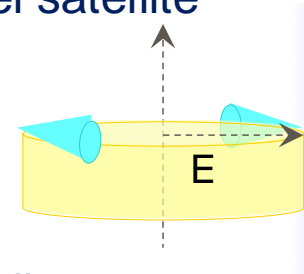
🔍 Suggestimenti:

- o  $F = L / (\ell \Delta t)$

$F$ =thrust,  $L$ =momento immagazzinato dalla ruota,  
 $\ell$ =braccio,  $\Delta t$ =tempo di accensione thruster

- o Impulso totale =  $F \Delta t$

- o  $I_{sp} = F / (g \Delta M/\Delta t)$



# Risultati

THRUSTER (RW - sum)	1 Wheel
storage 1 day tot	6,3E+00 N.m.s
Dt	1 s
thrust	41,7 N
impulso	20,8 N.s
Isp	320,0 s
Mp	0,0133 kg
numero tot/wheel	1825
numero tot	5475
Mp/wheel	48,5 kg
Mp tot	145,4 kg

- $F = L / (\ell \Delta t)$
- Impulso totale =  $F \Delta t$
- $I_{sp} = F / (g \Delta M / \Delta t)$