

Vehículos Espaciales y Misiles

Tema 1: Introducción a la Dinámica y Control de la Actitud y al Sistema de Control y Estimación de actitud

Rafael Vázquez Valenzuela

Departamento de Ingeniería Aeroespacial
Escuela Superior de Ingenieros, Universidad de Sevilla rvazquez1@us.es

5 de febrero de 2014



Introducción I

- La mayor parte de los vehículos espaciales tienen instrumentos o antenas que deben apuntar en una dirección. Por ejemplo:
 - Telescopios espaciales (Hubble).
 - Los satélites de comunicación deben orientar sus antenas.
 - Los paneles solares deben maximizar su exposición al Sol.
 - Las cámaras de fotografía deben apuntar a una localización.
 - Los radiadores deben estar orientados al espacio profundo.
 - Las toberas propulsivas de un vehículo espacial deben estar correctamente alineadas.
 - Otros instrumentos o sensores científicos.
- Además existen otro tipo de requisitos:
 - Telescopios espaciales (Hubble).
 - Seguimiento de objetivos.
 - Direcciones prohibidas (p.ej. la dirección del Sol para óptica sensible).
- La **orientación** de un vehículo espacial (respecto a otro sistema de referencia de interés, p.ej. inercial o los ejes órbita) se denomina **actitud**.



Introducción II

- Si un vehículo tiene varias partes móviles, estas tendrán su propia actitud (relacionada con la del cuerpo principal). Sin embargo en principio esto es indeseable por la complejidad adicional que aporta. Se suele reservar para casos indispensables (p.ej. grandes paneles solares que deben seguir al Sol para maximizar la generación de potencia, o instrumentos científicos muy concretos).
- **Hipótesis simplificadora:** En esta asignatura, consideraremos el vehículo como sólido rígido. Por tanto, tiene 6 grados de libertad, de los cuales 3 determinan la actitud, que vendrá dada por la orientación de unos ejes solidarios al vehículo (ejes cuerpo) respecto a los ejes de interés.
- Si existe alguna parta móvil la trataremos por separado.



Introducción III

- El subsistema encargado de **conocer y controlar** la actitud, es el Sistema de Determinación y Control de Actitud, en inglés ADCS (Attitude Determination and Control System) cuyas funciones básicas son:
 - Determinar la actitud actual o instantánea, a partir de las medidas de los sensores y el conocimiento de la actitud previo (**problema de estimación**).
 - Emplear los actuadores disponibles para estabilizar la actitud y corregir posibles desviaciones respecto a una actitud deseada (**problema de control**).
- Otras funciones posibles:
 - Generar maniobras de actitud, por ejemplo, para pasar de una actitud inicial a una final deseada (**problema de transferencia de actitud**)
 - Seguir un objetivo (**problema de seguimiento o tracking**).



ADCS

- Esquema genérico de un ADCS:

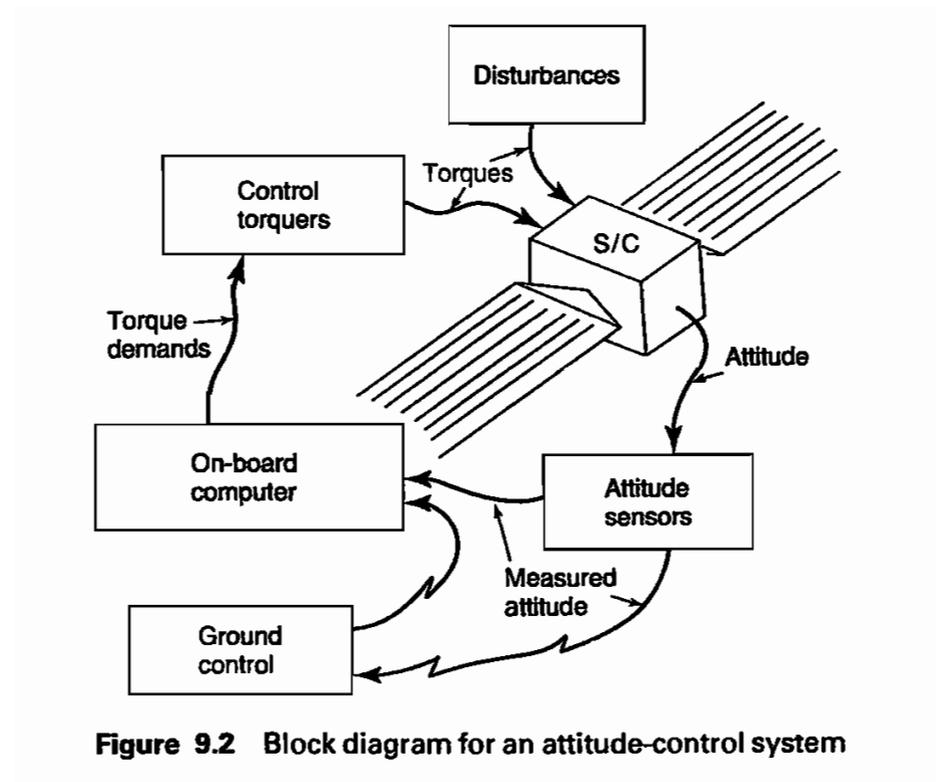


Figure 9.2 Block diagram for an attitude-control system



Introducción IV

- El problema de **estimación de la actitud** (“¿A dónde está apuntando el vehículo espacial?”) requiere:
 - Un modelo de la **cinemática** de la actitud del vehículo.
 - Algoritmos de estimación (estadísticos, filtro de Kalman...)
 - Sensores
 - Ópticos (sensores solares, de horizonte terrestre, de estrellas).
 - Mecánicos (giróscopos, que también pueden ser electrónicos).
 - Magnéticos (magnetómetros).
 - Los sensores mecánicos proporcionan directamente la velocidad angular, que puede ser integrada para obtener una estimación continua de actitud (navegación inercial). No obstante este tipo de estimación comete errores que crecen en el tiempo.
 - Otros sensores proporcionan una dirección (Sol, Tierra, estrellas) medida en ejes cuerpo; si dicha dirección es conocida en otros ejes, se puede emplear la medida para estimar la actitud.
- El problema de estimación se complica debido a la presencia de incertidumbre (errores) en los sensores.



Introducción V

- El problema de **control de la actitud** requiere:
 - Modelos de **cinemática** y **dinámica** de la actitud del vehículo.
 - Algoritmos de control (PIDs, control óptimo, no-lineal...).
 - Actuadores
 - Propulsivos.
 - Mecánicos (volantes, ruedas, giróscopos...).
 - Magnéticos (magnetopares).
- Los objetivos principales del sistema de control de actitud son:
 - Alcanzar la actitud deseada (o seguir un perfil de actitud).
 - Estabilizar el sistema en dicha actitud deseada.
 - Reducir el impacto de las perturbaciones.
- Otros objetivos adicionales pueden ser:
 - Evitar actitudes no deseadas (por ejemplo, que expongan óptica delicada directamente al Sol).
 - Minimizar el consumo energético.
- Este sistema se puede ver como un sistema de gestión de momento cinético; dicho momento puede ser modificado, aumentado, disminuido o conservado según las necesidades.



Introducción VI

- El problema de control se complica debido a la presencia de diversas fuentes de error.
- Por ejemplo, momentos perturbadores externos que afectan la dinámica de actitud del vehículo espacial, tales como:
 - Pares aerodinámicos (importantes en órbita baja).
 - Gradiente gravitatorio (por la forma no esférica del vehículo espacial), acopla la dinámica orbital con la dinámica de actitud.
 - Pares causados por la presión de radiación solar
 - Pares magnéticos.
- También existen momentos perturbadores internos:
 - Movimiento de fluidos (combustible).
 - Movimiento de la tripulación.
- Otras fuentes de error son debidas a errores de modelado, por ejemplo:
 - Errores de fabricación del vehículo.
 - Efectos de flexibilidad (paneles solares, vehículos muy grandes).



Perturbaciones

- Órdenes de magnitud de perturbaciones

Table 9.1 Disturbance torques

| External torques source | Height range over which it is potentially dominant |
|------------------------------------|---|
| Aerodynamic | <about 500 km* |
| Magnetic | 500–35 000 km |
| Gravity gradient | 500–35 000 km |
| Solar radiation | >700 km* |
| Thrust misalignment | all heights |
| Internal torques source | |
| Mechanisms | |
| Fuel movement | |
| Astronaut movement | |
| Flexible appendages | |
| General mass movement | |

*Values depend upon the level of solar activity.



Introducción VII

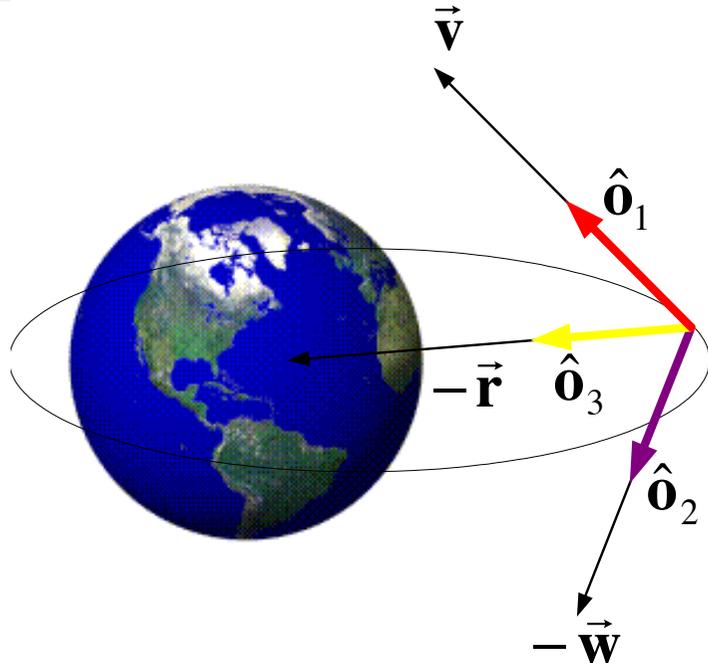
- Además según las distintas fases de la misión, los objetivos del ADCS van cambiando.

TABLE 11-2. Typical Attitude Control Modes. Performance requirements are frequently tailored to these different control operating modes.

| 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. |



Representación de la Actitud



- Bajo la hipótesis de sólido rígido, la actitud queda determinada especificando la orientación de los ejes cuerpo respecto a otros ejes de interés (por ejemplo, los ejes órbita tal como se muestra en la figura).
- Esta relación entre dos sistemas de referencia se puede especificar matemáticamente de varias formas:
 - Matriz de cosenos directores: son las matrices (ortogonales) de cambio de base entre los sistemas de referencia.
 - Ángulos de Euler: son tres ángulos que corresponden a los tres grados de libertad de la actitud, y representan tres giros elementales. Existen 12 posibles conjuntos de ángulos de Euler, según los giros elementales elegidos.
 - Cuaterniones: son 4 coordenadas que codifican la actitud.



Cinemática de la Actitud

- La cinemática relaciona la velocidad y la posición. Para el movimiento del centro de masas (un punto), la cinemática viene dada sencillamente por $\dot{\vec{x}} = \vec{v}$.
- Similarmente, la **cinemática de la actitud** son un conjunto de relaciones (en forma de ecuaciones diferenciales) entre la velocidad angular del vehículo, $\vec{\omega}$, y su actitud, representada mediante cualquiera de los métodos antes especificados.
- Estas ecuaciones diferenciales se denominan **ecuaciones diferenciales cinemáticas** (EDC).
- Por ejemplo, para la representación mediante la matriz de cosenos directores $C(t)$, las EDC vienen dadas por $\dot{C} = -\Omega C$ donde Ω es una matriz antisimétrica que se forma a partir de las coordenadas de $\vec{\omega} = [\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]^T$ de la siguiente forma:

$$\Omega = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix}$$



Dinámica de la Actitud I

- La dinámica relaciona la velocidad con sus causas. En el caso del movimiento del centro de masas (un punto), las causas son fuerzas y la dinámica viene dada por la segunda ley de Newton $m\ddot{\vec{x}} = \vec{F}$.
- La **dinámica de la actitud** relaciona la velocidad angular del vehículo con los momentos de las fuerzas que actúan en él, y se basa en el teorema del momento cinético; las ecuaciones diferenciales resultantes se denominan **Ecuaciones de Euler**.
- El momento cinético respecto a un sistema de referencia fijo, centrado en el centro de gravedad del vehículo, se define como $\vec{\Gamma} = \bar{\bar{\bar{I}}} \cdot \vec{\omega}$, donde $\bar{\bar{\bar{I}}}$ es el tensor de inercia del vehículo.
- El teorema del momento cinético determina que $\dot{\vec{\Gamma}} = \vec{M}$, donde \vec{M} es el momento de las fuerzas respecto al centro de gravedad. Esta ecuación, escrita en el sistema de referencia móvil ejes cuerpo, resulta en $\bar{\bar{\bar{I}}} \cdot \dot{\vec{\omega}} + \vec{\omega} \times (\bar{\bar{\bar{I}}} \cdot \vec{\omega}) = \vec{M}$.



Dinámica de la Actitud II

- Recordatorio: para todo sólido rígido con tensor de inercia $\bar{\bar{I}}$ existen unos ejes, llamados principales, tales que

$$\bar{\bar{I}} = \begin{bmatrix} I_1 & 0 & 0 \\ 0 & I_2 & 0 \\ 0 & 0 & I_3 \end{bmatrix}$$

- Escribiendo la anterior ecuación en ejes cuerpo principales, se obtienen las **Ecuaciones de Euler**:

$$I_1 \dot{\omega}_1 + (I_3 - I_2) \omega_2 \omega_3 = M_1$$

$$I_2 \dot{\omega}_2 + (I_1 - I_3) \omega_1 \omega_3 = M_2$$

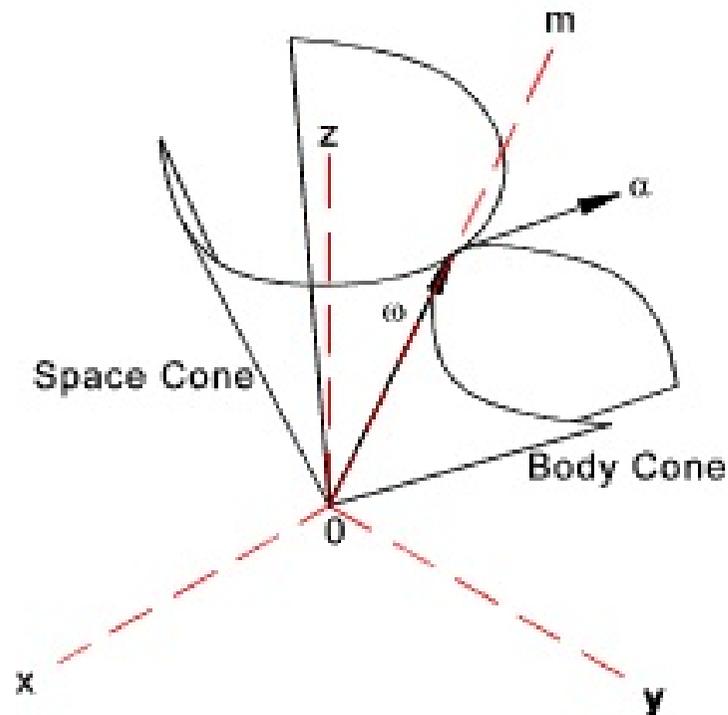
$$I_3 \dot{\omega}_3 + (I_2 - I_1) \omega_2 \omega_1 = M_3$$

- Obsérvese que las ecuaciones de Euler son tres ecuaciones diferenciales de primer orden, no lineales y acopladas. Las ecuaciones relacionan la velocidad angular con los momentos.

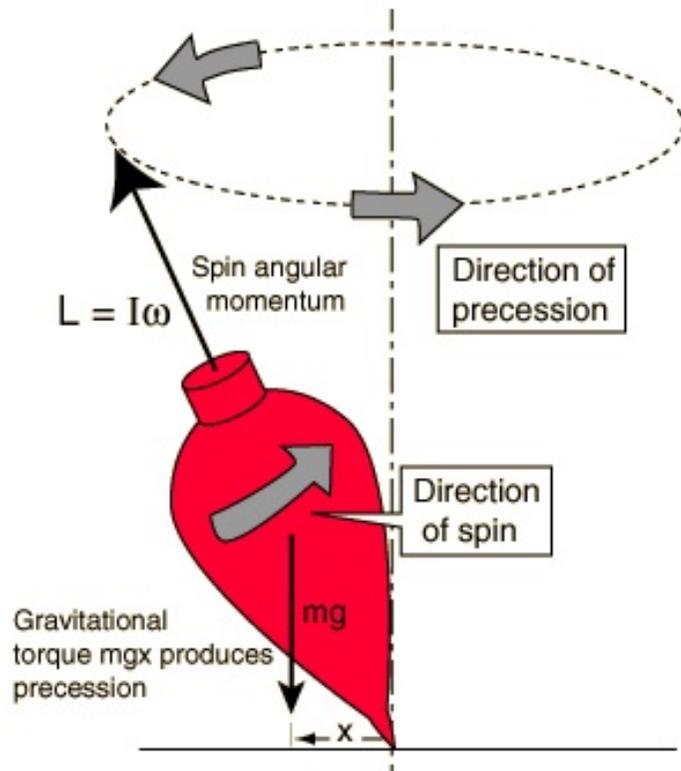


Sólido en rotación libre

- El movimiento de un sólido en rotación libre (sin momentos) es una precesión del eje de rotación alrededor de un eje fijo.
- El caso más simple y resoluble analíticamente se da para el caso de un sólido axilsimétrico, y geométricamente se describe con dos conos, uno fijo (cono espacial) y otro (cono cuerpo) en cuyo eje se encuentra el eje de simetría del vehículo y que gira sin deslizamiento en torno al cono espacial.



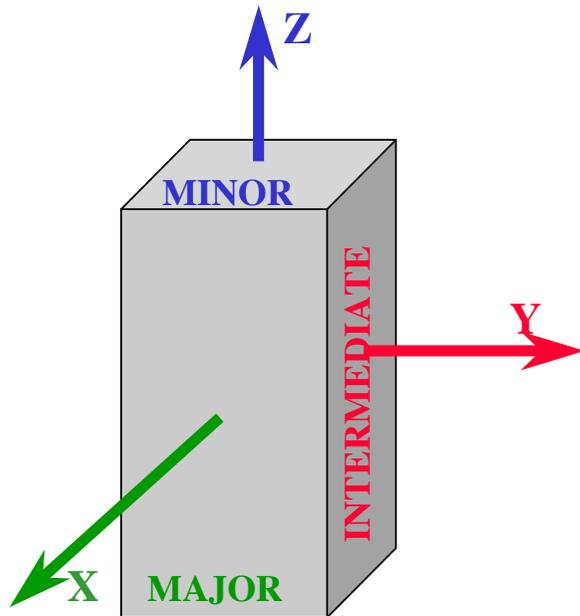
Rigidez giroscópica



- Un sólido que se encuentra en rotación y se somete a un momento constante no reacciona de una forma “intuitiva” sino que sufre perturbaciones en su rotación inicial, provocándose movimientos de precesión y nutación.
- Estas perturbaciones son pequeñas si la inercia del vehículo es alta y/o su velocidad de rotación es grande.
- Esta resistencia a momentos perturbadores se denomina **rigidez giroscópica**. Es la base de funcionamiento de las peonzas y de la estabilidad de las bicicletas.



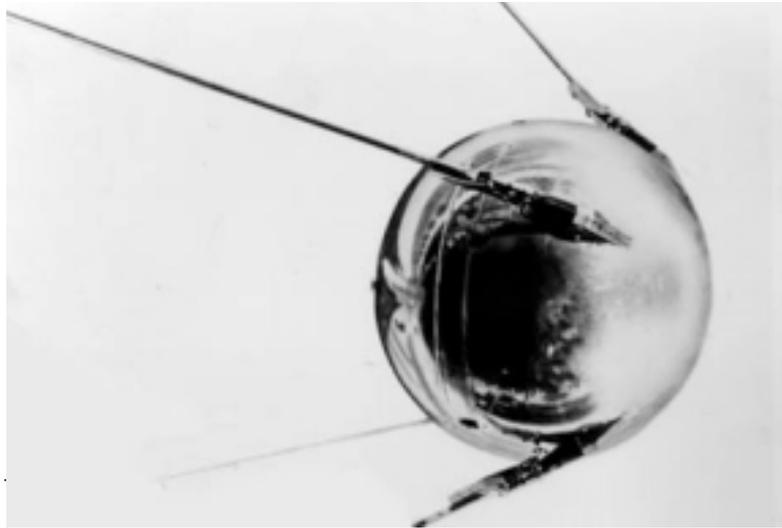
Estabilidad de sistemas en rotación



- Para el sólido de la figura, $I_1 = I_x$, $I_2 = I_y$, $I_3 = I_z$ son los momentos principales de inercia (dada la forma del sólido). Además $I_1 > I_2 > I_3$ por las dimensiones aparentes en la figura, luego el eje x es el eje mayor de inercia, el y el eje intermedio, y el z el eje menor de inercia.
- Se demuestra que si el sólido rota alrededor del eje mayor o del eje menor, estas rotaciones son estables (realmente son neutralmente estables: cuando la rotación es perturbada, la perturbación no crece).
- Sin embargo si la rotación es alrededor del eje intermedio, dicha rotación es inestable (una perturbación se amplificaría y el eje instantáneo de rotación se alejaría del eje intermedio).
- Estos resultados cambian en presencia de disipación de energía (que siempre existe): **El eje menor es inestable si existe disipación de energía** (Regla del Eje Mayor).



Sputnik vs. Explorer I



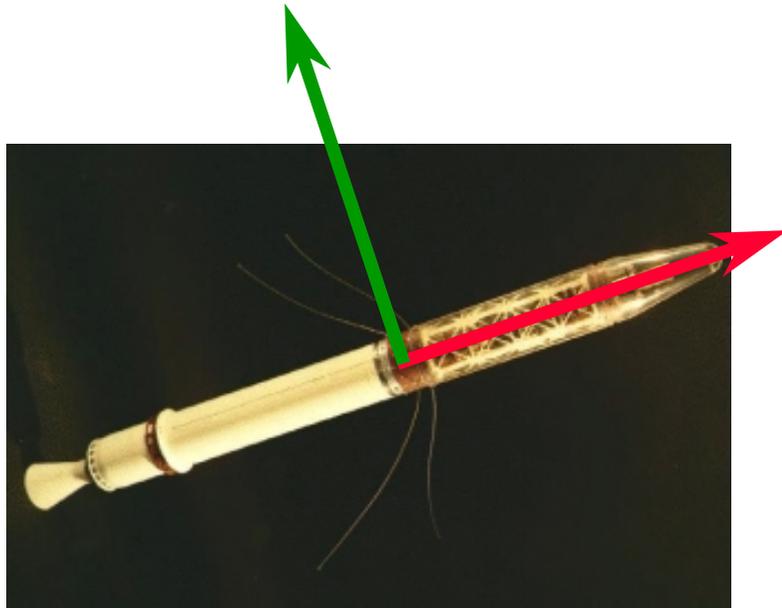
- El Sputnik fue lanzado en 1957
- El satélite estaba estabilizado por rotación en torno a su eje mayor.
- Los ingenieros de la NASA no eran conscientes de este hecho, ni de la regla del eje mayor (que no se puede deducir con un modelo de sólido rígido).



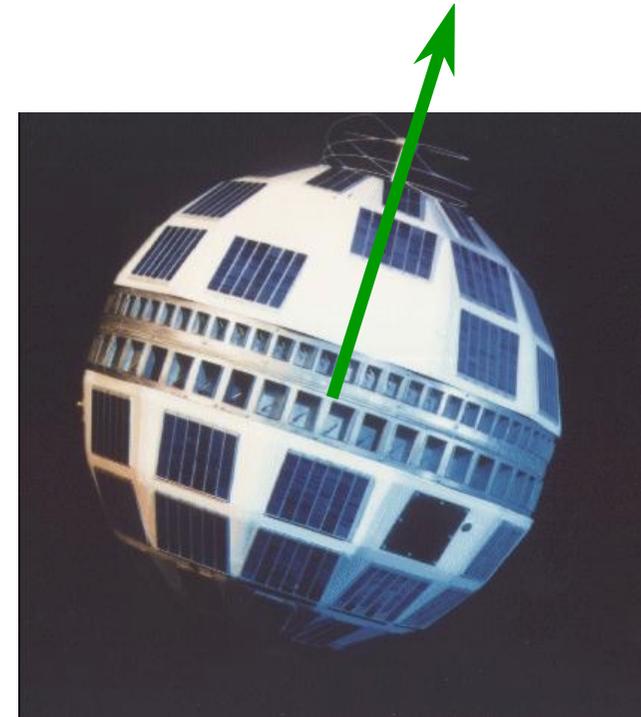
- El Explorer I fue lanzado en 1958, “estabilizado” por rotación en torno a su eje menor.



Sputnik vs. Explorer II



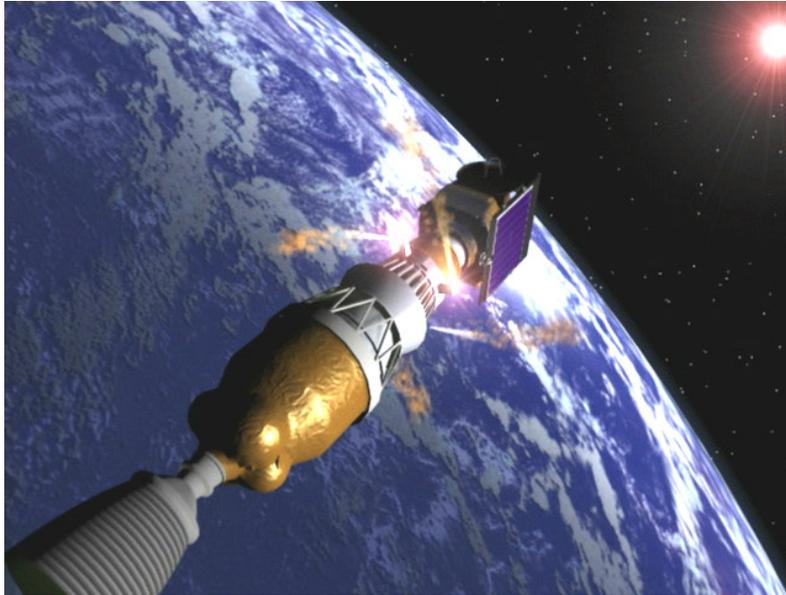
- La estabilización en torno al eje menor (rojo) no funcionó.
- En pocas horas el Explorer 1 empezó a girar en torno a su eje mayor (verde) con un movimiento bastante caótico, imposibilitando su misión.



- El Telstar I (el primer satélite de comunicaciones) fue lanzado en 1962.
- Estaba estabilizado por rotación en torno a su eje mayor, girando a 200 RPM.



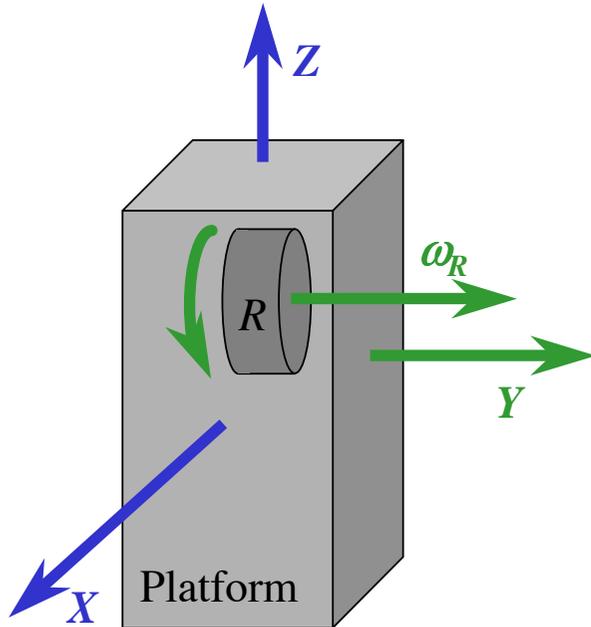
Regla del Eje Mayor: Excepciones



- El eje menor es inestable, pero el tiempo característico de la inestabilidad es lento (horas).
- Típicamente se estabiliza por rotación en torno al eje menor en las últimas etapas de los vehículos lanzadores, antes de encender dichas etapas.
- Esta rotación causa rigidez giroscópica, que disminuye mucho los errores causados por una alineación no perfecta entre la dirección deseada de propulsión y la fuerza propulsiva real.
- Tras el encendido, dicha rotación se detiene, por ejemplo con un mecanismo yo-yo, o se permite que la propia dinámica la transfiera a una rotación en torno al eje mayor.
- Ejemplo: Mars Odissey.



Efecto de una rueda en la dinámica rotacional



- Una rueda, volante de inercia o rotor situada en el interior o exterior del vehículo y que se encuentre en rotación, produce un efecto de estabilización al proporcionar rigidez giroscópica al conjunto.
- Además, con una rueda se puede estabilizar el eje intermedio, o el menor, incluso en presencia de disipación de energía.
- Además se pueden provocar rotaciones (maniobras) por reacción: si la rueda se acelera en un sentido, en ausencia de momentos externos el vehículo ha de girar en sentido contrario debido a que el momento cinético total no puede cambiar.
- El ejemplo más extremo de este principio es un CMG (giróscopo de control de momentos); consiste en una rueda de alta inercia y gran velocidad fija pero ejes móviles.



Ejemplos de Vehículos Espaciales con volantes de inercia



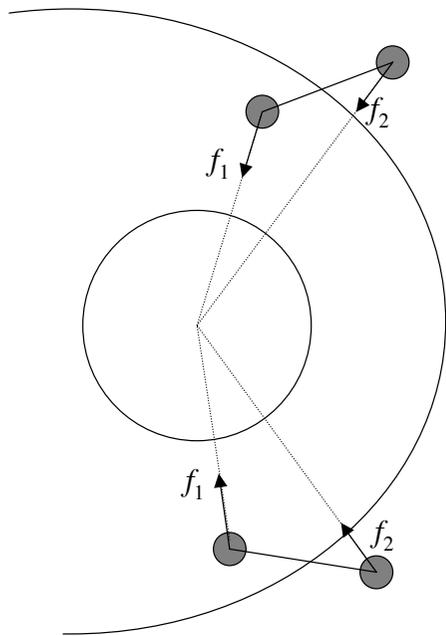
- Satélite Navstar (GPS).
- 4 volantes de inercia girando a varias miles de RPM.
- Sistema auxiliar: RCS (hidrazina).



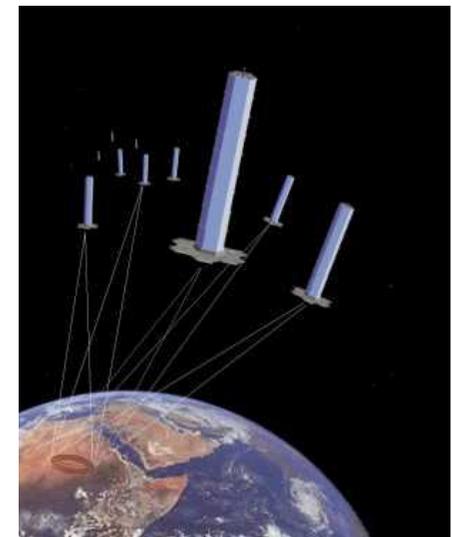
- Satélites DSP (Defense Support Program), son parte del sistema de alerta temprana de USA. Posee sensores infrarojos.
- Estabilizado por rotación con un volante de inercia para estabilizar la rotación.



Gradiente gravitatorio (G^2)



- La forma y distribución másica no esférica de un vehículo espacial lo somete al llamado momento gravitatorio, mientras circula en su órbita, ya que $F = \mu m / r^2$.
- Por tanto existe una “fuerza restauradora”, que tiende a hacer girar al vehículo como un péndulo, en torno a su posición de equilibrio.
- El “ G^2 ” se puede aprovechar para estabilización; no obstante apenas proporciona estabilidad en guiñada. Por ello a veces se combina con un volante de inercia.
- La Luna está “estabilizada” por G^2 .
- El satélite Polar BEAR, estabilizado por gravedad, invirtió su posición de equilibrio.



TechSat 21

Sistemas estabilizados en tres ejes

- Los satélites que tienen un sistema ADCS que controla totalmente su actitud se denominan estabilizados en tres ejes.



- Por ejemplo, el sistema de control de actitud del telescopio Hubble es uno de los sistemas más precisos jamás construidos por el hombre.
- El telescopio principal tiene que ser capaz de mantener su posición respecto a un blanco con una precisión de 0.007 segundos de arco (el ancho de un cabello humano visto a 1.5 km de distancia).
- Un golfista con esa precisión (y la fuerza necesaria) sería capaz de realizar un “hoyo en uno” en un campo de golf en Málaga efectuando la salida desde Moscú, 19 de cada 20 veces!
- El Hubble realiza su control de actitud en tres ejes empleando ruedas de reacción y volantes de inercia.



Sensores y Actuadores para ADCS

- Además de los algoritmos y ordenadores de a bordo, el sistema ADCS requiere un *hardware* especializado para llevar a cabo su misión.
- Clásicamente, los dispositivos se dividen en actuadores y sensores.
- Como sucede en muchos dispositivos realizados para vehículos espaciales, muchas veces los sensores y actuadores son fabricados específicamente para cada misión (“custom-made”), si bien hay un cierto número de dispositivos estándar disponibles en el mercado.
- Aunque no se mencionará, típicamente todos los diseños son redundantes, permitiendo fallos (incluso simultáneos) de varios dispositivos.



Sensores

- Existen tres tipos fundamentales de sensores, de acuerdo al fenómeno físico en el que se basan:
 - Ópticos: detectan la **dirección relativa** de un cuerpo planetario o estelar.
 - Mecánicos: miden la velocidad angular del vehículo respecto a un sistema de referencia inercial.
 - Magnéticos: sólo se pueden usar en la proximidad (LEO) de planetas con un campo magnético de intensidad suficiente (p.ej. la Tierra).
- Aunque no es técnicamente sencillo, está demostrado que es posible usar el sistema GPS para altitudes desde LEO hasta GEO. Su uso se basa en usar varias antenas receptoras, deduciéndose la actitud de la diferencia en la señal recibida en ambas.
- Típicamente se mezclan varios tipos de sensores con varios anchos de banda y se obtiene la actitud de las medidas mediante un Filtro de Kalman o similar.



Sensores

- Precisión de algunos sensores:

Table 9.3 Potential accuracies of reference sensors

| Reference object | Potential accuracy |
|---|--------------------|
| Stars | 1 arc second |
| Sun | 1 arc minute |
| Earth (horizon) | 6 arc minutes |
| RF beacon | 1 arc minute |
| Magnetometer | 30 arc minutes |
| Narstar Global Positioning System (GPS) | 6 arc minutes |

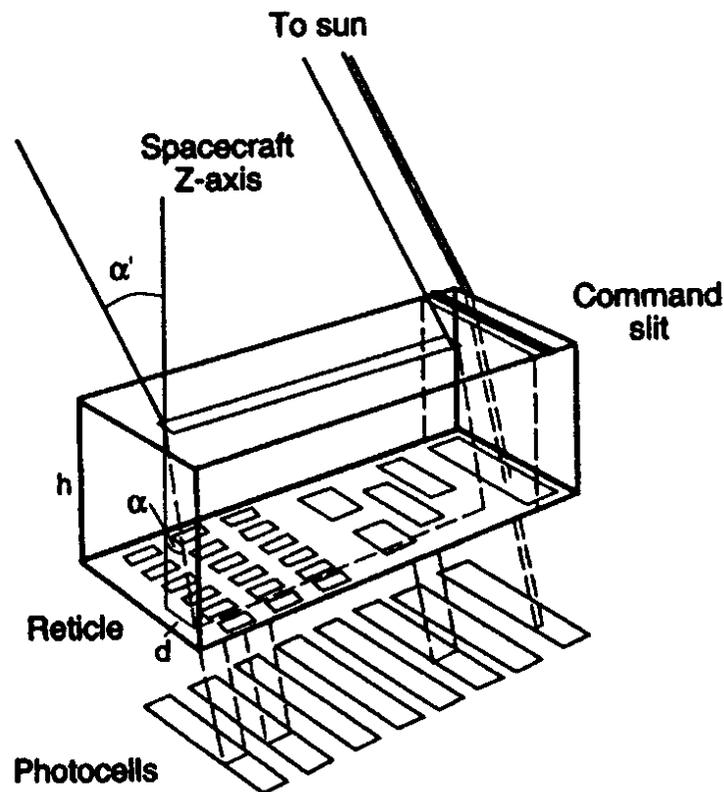


Sensores Ópticos

- Un sensor óptico trata de deducir la dirección (respecto al sistema de ejes en el que se encuentra montado, es decir, ejes cuerpo) de un cuerpo planetario o estelar de referencia.
- Típicamente estos cuerpos serán el Sol, la Tierra o una estrella.
- Si bien en general determinan una dirección (es decir dos ángulos), en algunos casos de sensores más sencillos se encuentra un único ángulo.
- Un sólido rígido tiene tres grados de libertad en su actitud, y puesto que típicamente se obtendrán bastantes medidas, el problema de la estimación estará sobre-determinado. Para resolverlo se emplean métodos estadísticos y/o filtros de estimación (p.ej. el **Filtro de Kalman**, si también se usan giróscopos).



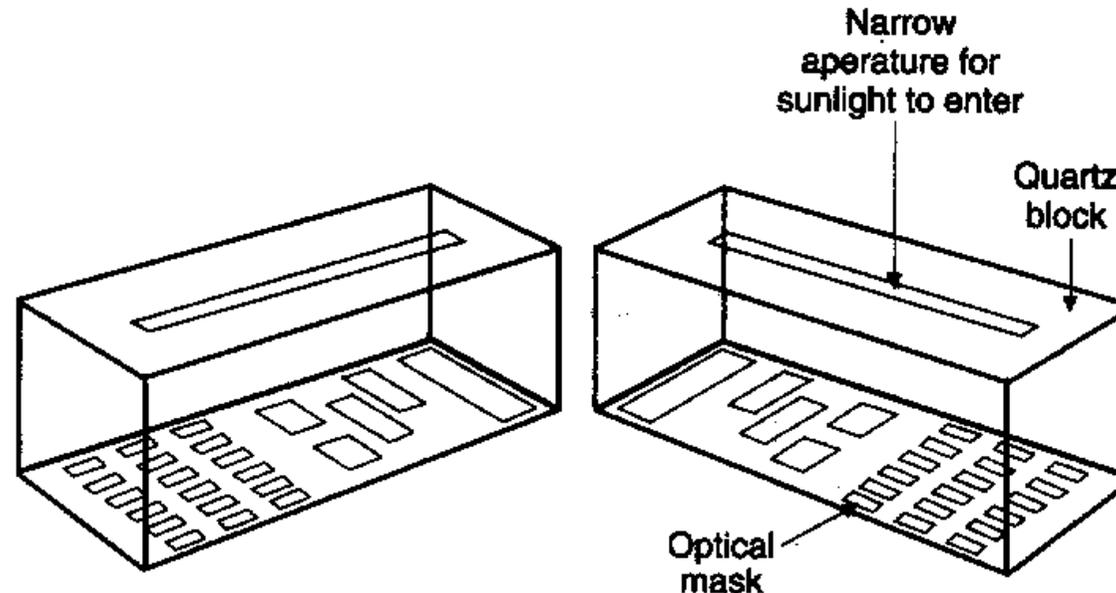
Sensores de radiación solar



- **Sensores de radiación solar:** determinan la dirección en la que se encuentra el Sol.
- Consisten en una “cámara oscura”, fija al vehículo, y provista de una pequeña ranura de entrada con una retícula de detectores fotoeléctricos al fondo de la cámara.
- Según los detectores de la retícula que se activen, se puede calcular el ángulo de incidencia.



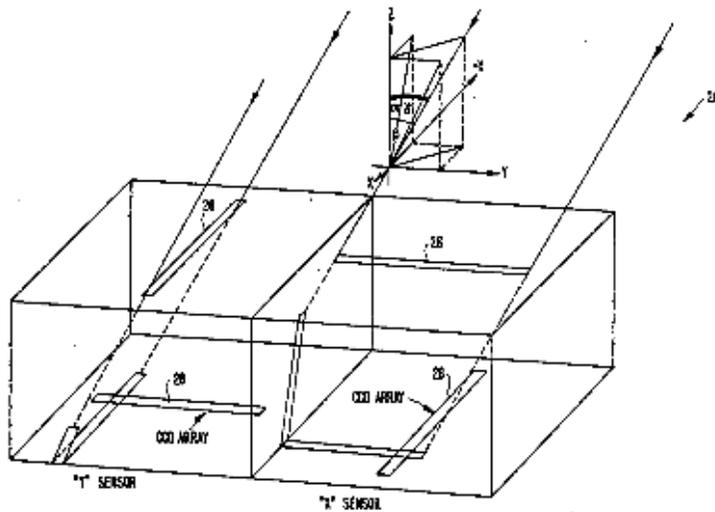
Sensores de radiación solar



- Un sensor es capaz de determinar un ángulo relativo, para calcular los dos ángulos de una dirección es necesario usar una configuración con dos sensores perpendiculares.
- La precisión máxima es igual al diámetro angular del sol (0.5 grados en LEO).



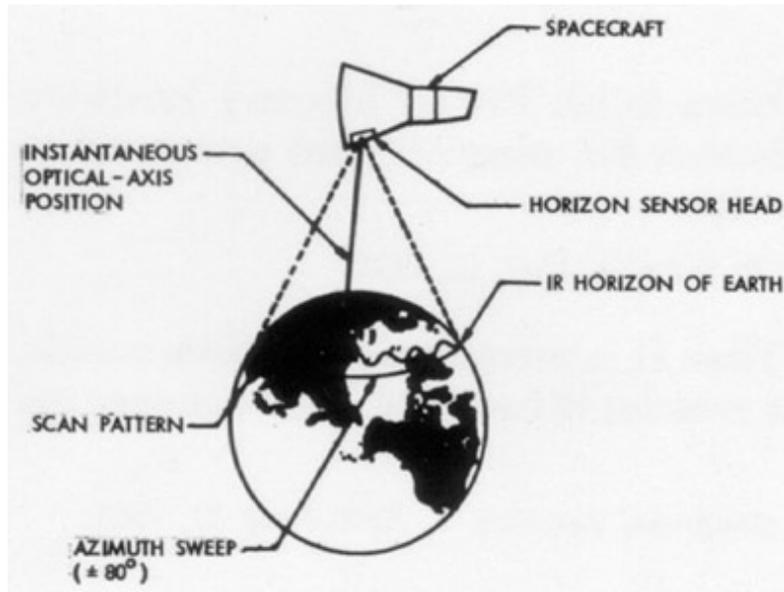
Sensores digitales de aspecto solar



- **Sensores digitales de aspecto solar (DSADs)**: son similares a los sensores de radiación solar, pero mejoran su precisión.
- Usan una celda de sensores fotoeléctricos más sensibles, capaces de determinar además del ángulo, la intensidad de la radiación incidente.
- Una vez conocida la dirección y ángulo de máxima intensidad, se puede calcular la dirección en la que se encuentra el **centroide del Sol**, con gran precisión.
- Se obtiene una precisión de segundos de arco.



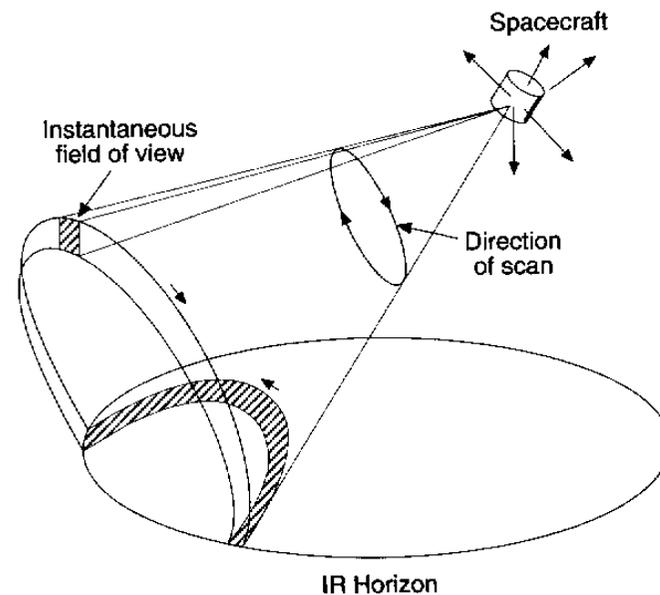
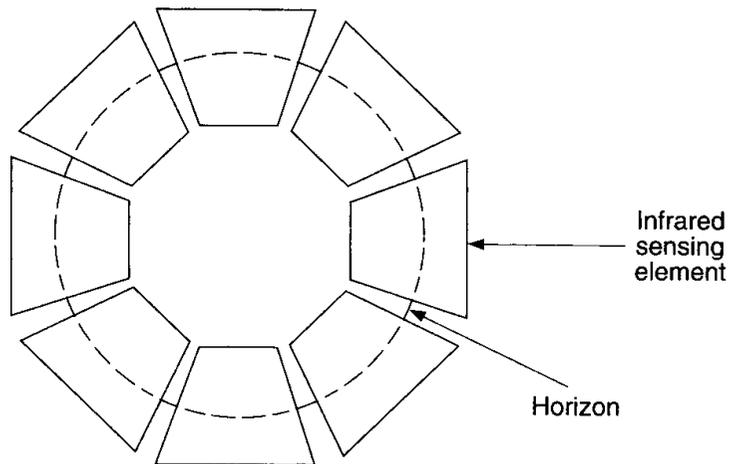
Sensores de horizonte terrestre



- **Sensores de horizonte terrestre:** determinan la dirección en la que se encuentra la Tierra.
 - Se basan en que la Tierra refleja la radiación solar en el espectro infrarrojo.
 - Su precisión está limitada en parte por la imprecisión de la línea de horizonte.
-
- Existen dos tipos de sensores de horizonte terrestre:
 - Estáticos: detectan el “dibujo” del horizonte terrestre.
 - De barrido: en continua rotación, encuentran cuando empieza y cuando acaba el horizonte.



Sensores de horizonte terrestre



- Sensor de tipo estático.
- Complejo en órbitas excéntricas.
- Su precisión va de 0.1 grados (LEO) a 0.01 grados (GEO).
- Sensor de tipo barrido.
- Se calcula el ancho del horizonte en base a cuando aparece y desaparece la señal.
- Precisión variable (minutos de arco o menos).



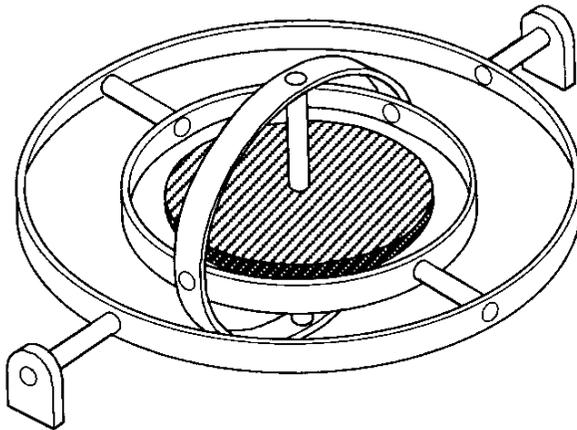
Sensores de estrellas



- **Sensores de estrellas:** determinan la dirección en base a las estrellas. Los más precisos.
- Los star trackers o rastreadores encuentran una estrella concreta, que siguen.
- Las star cameras buscan grupos de estrellas, cuyas posiciones son comparadas con mapas estelares para determinar la actitud.
- Puesto que la intensidad de radiación emitida por una estrella suele ser baja, requieren dispositivos muy sensibles o bien amplificadores.
- No son útiles en vehículos estabilizados por rotación, puesto que a velocidades angulares grandes dejan de ser efectivos.



Sensores mecánicos: giróscopos



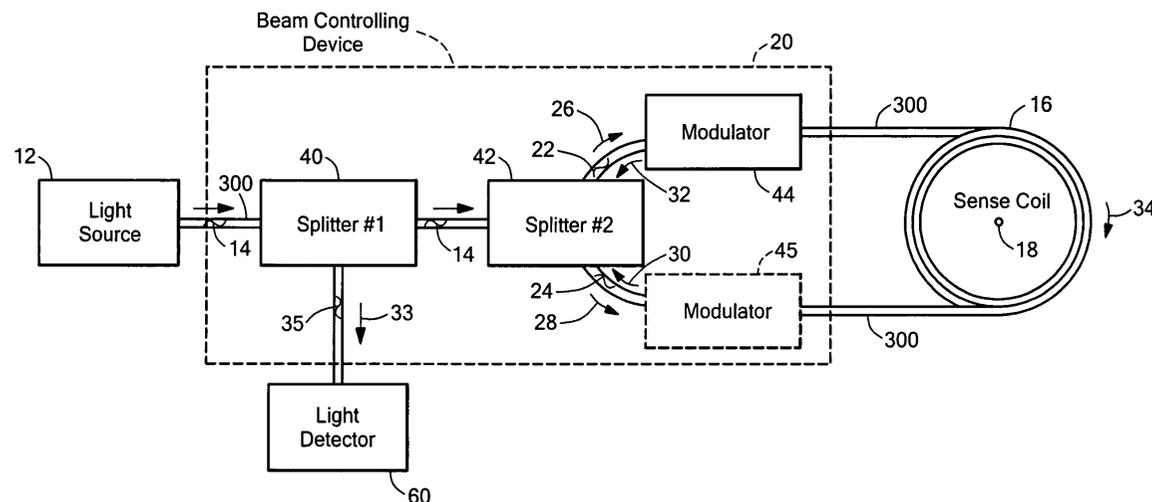
- **Giróscopos:** Típicamente en configuración “strap-down” (fijos a los ejes cuerpo), los giróscopos miden la velocidad angular en un eje.
- Tres giróscopos en ejes perpendiculares podrán calcular todas las componentes de la velocidad angular.
- El principal problema de los giróscopos es que, aunque son capaces de realizar medidas de gran precisión (desde 1 grado por hora hasta 10 segundos de arco por hora), no proporcionan una medida angular, sino de velocidad angular.
- Dicha medida debe ser integrada en el tiempo (usando las ecuaciones diferenciales cinemáticas) para obtener la actitud.



Sensores mecánicos: giróscopos

- Inevitablemente pequeños errores se acumularan y provocarán un error de deriva en la medida.
- Por ese motivo, los sensores giroscópicos siempre se usan en combinación con otros sensores.
- No obstante son muy deseables por su elevado ancho de banda (bajo en el resto de los sensores).
- Giróscopos no mecánicos: también existen giróscopos ópticos (basados en principios de interferometría) y eléctricos (basados en sistemas electromecánicos, de baja precisión).

10



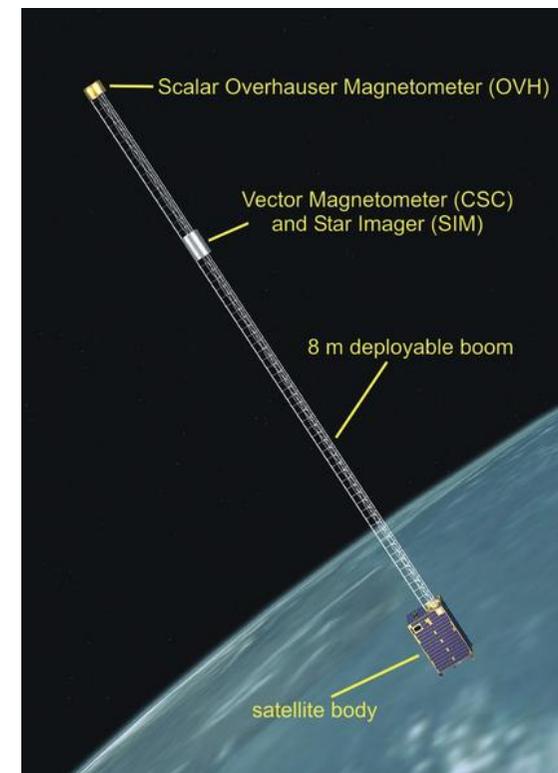
Sensores magnéticos (magnetómetros)

*Low Power
and High
Performance
in a Small
Package*



- Un magnetómetro mide el vector campo magnético en el sistema de referencia ejes cuerpos.
- Se compara con el campo magnético teórico en los ejes fijos de la Tierra, para hallar la actitud.
- No muy precisos por la irregularidad del campo magnético terrestre.

- Satélite Ørsted, medidas precisas del campo magnético terrestre.
- “Boom” (mástil) de 8 metros para minimizar las interferencias del propio satélite en el magnetómetro.

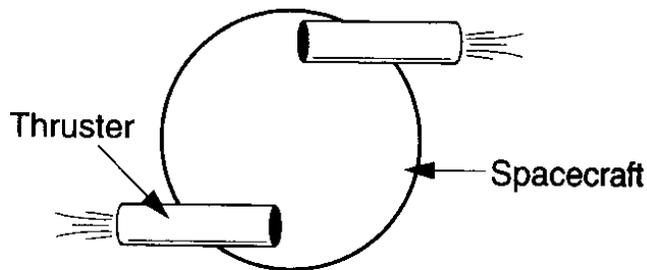


Actuadores

- Existen diferentes tipos de actuadores para controlar la actitud de un vehículo espacial, entre los que destacan:
 - Propulsores: basados en la expulsión de masa a alta velocidad.
 - Ruedas/Volantes de inercia: discos de velocidad variables, que controlan la actitud basándose en el intercambio de momento cinético.
 - Giróscopos de control de momento (CMG): son volantes de inercia que rotan a velocidad constante, pero que pueden ser rotados en el espacio, de forma que provocan una reacción por la conservación de momento cinético.
 - Magnetopares o varillas magnéticas, que utilizan el campo magnético para provocar un par.
 - Elementos estructurales para control pasivo: mástiles, “booms”, disipadores, sistemas yo-yo...
- Típicamente habrá dos o más tipos de actuadores en un vehículo, ya que son complementarios en sus características.

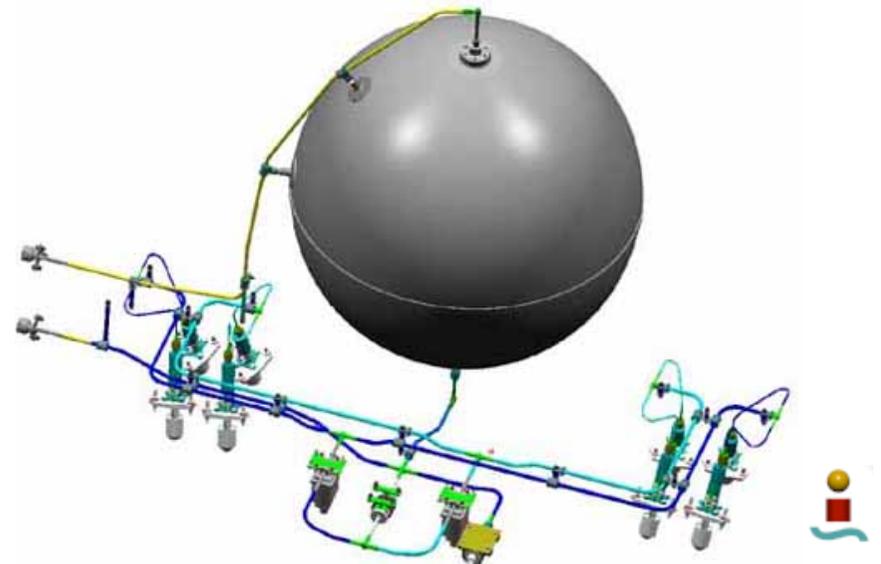


Propulsores

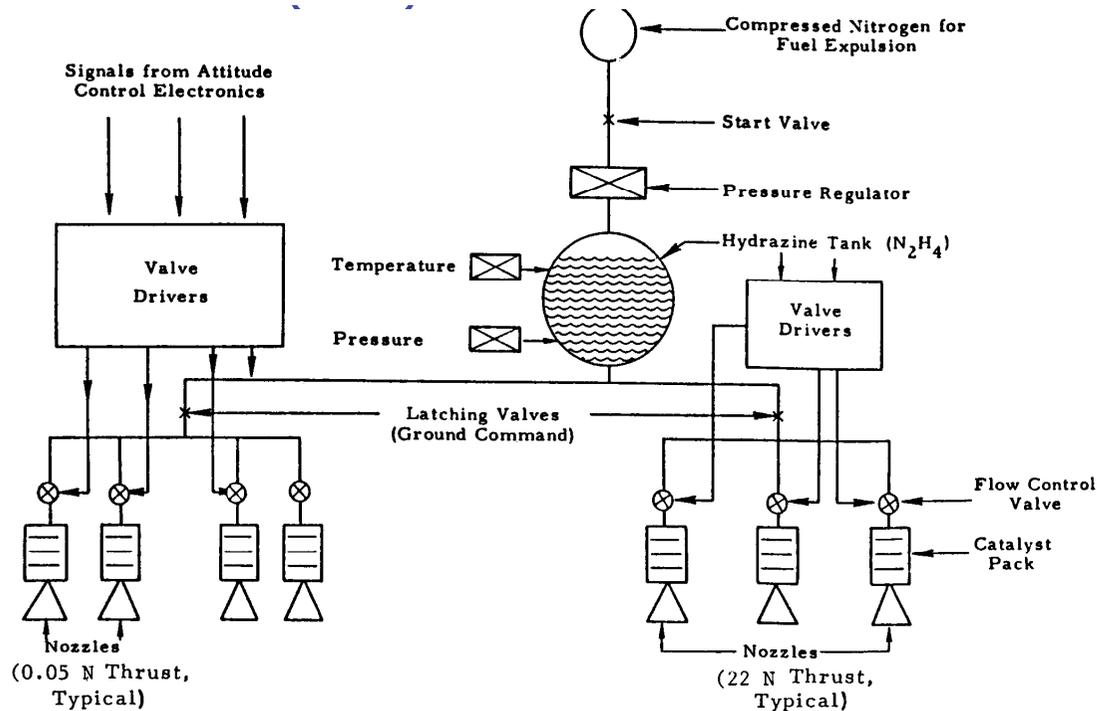


- Son el actuador más eficaz, capaz de ejercer actuaciones de elevada magnitud con rapidez.
- El más costoso y de uso limitado, ya que utilizan combustible.
- Para ejercer un par, se utilizan en una configuración en pareja (por cada eje que se pretenda controlar).

- Nunca se utiliza un único par por eje, sino varias toberas de forma redundante.
- El conjunto de elementos de propulsión junto con la lógica de control se denomina Sistema de Control de Reacción (RCS)



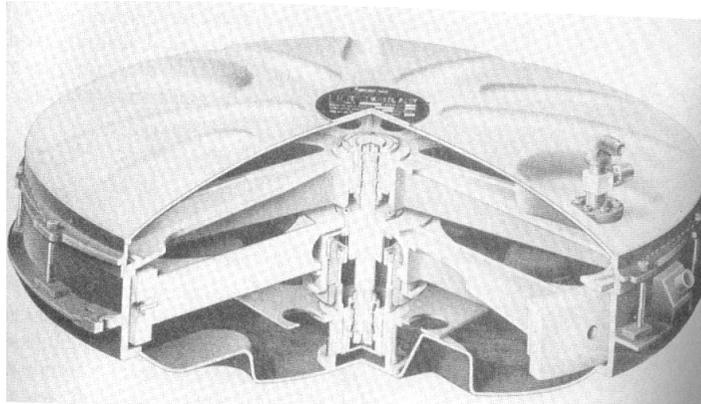
Ejemplos de RCS



- El RCS del Apollo.
- Típicamente habrá toberas de empuje “pequeño” para maniobras de actitud “finas”, y toberas de mayor empuje para maniobras rápidas de actitud y maniobras orbitales.

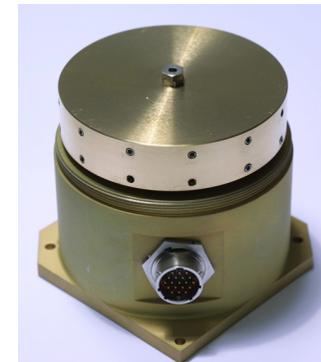


Ruedas y Volantes de Inercia

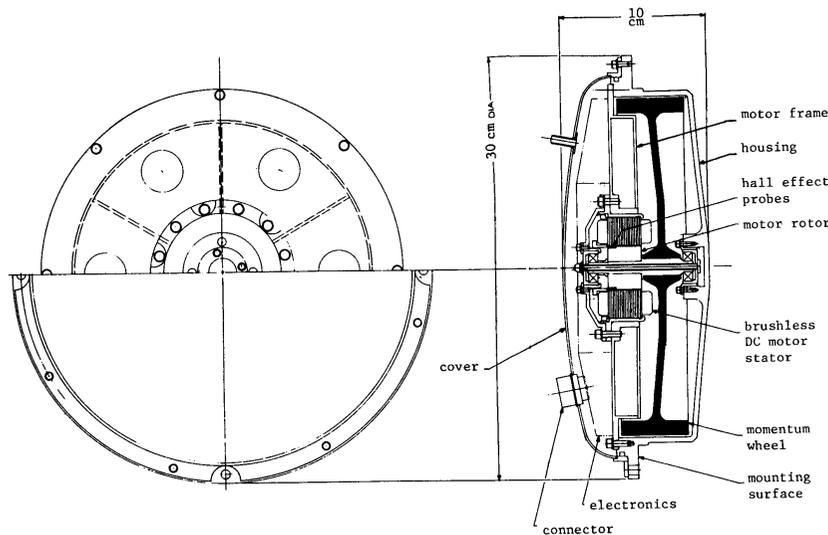


- Son elementos compuestos por un disco de elevada inercia (muy elevada en el caso de los volantes de inercia).
- Poseen un motor eléctrico que hace girar al disco con la velocidad deseada.

- La diferencia fundamental entre los volantes de inercia y las ruedas de reacción es que los volantes de inercia (bias momentum wheel) están diseñados para rotar permanentemente a una cierta velocidad de base (que proporciona estabilidad giroscópica), sobre la que se pueden realizar cambios para absorber momentos perturbadores o rotar el vehículo.



Ruedas y Volantes de Inercia



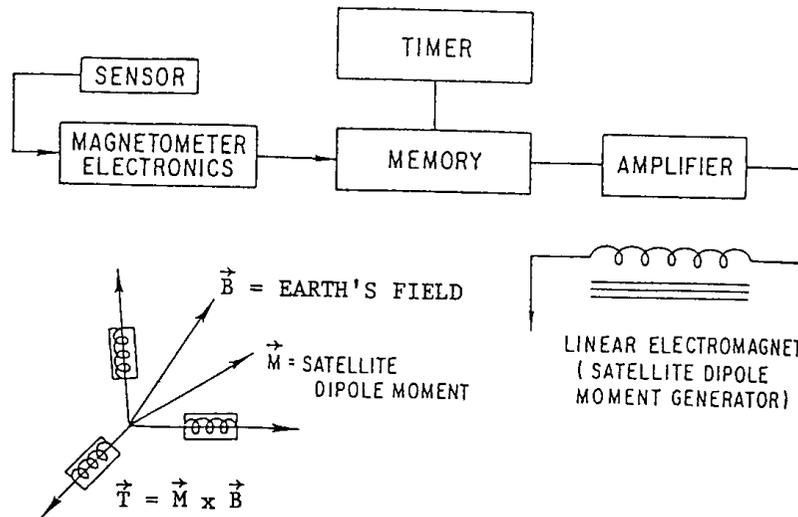
W = 7 kg
NORMAL RPM = 2,000
WHEEL INERTIA = 0.03 kg · m²
POWER = 1.24 watts (peak)

- Ambos elementos funcionan como actuadores “absorbiendo” momento cinético en forma de rotación.
- Puesto que el momento cinético del conjunto vehículo-rueda se conserva, mediante varias ruedas se puede modificar a voluntad el momento cinético del vehículo (y por tanto su velocidad de rotación en cada eje)

- Por ejemplo se pueden usar las ruedas para “almacenar” el momento cinético causado por pares perturbadores.
- No obstante las ruedas tienen un límite de saturación a partir del cual el motor no puede aumentar el momento cinético.
- Por tanto, se debe “descargar” el momento cinético con otro elemento capaz de disminuirlo, por ejemplo propulsores o actuadores magnéticos.



Magnetopares



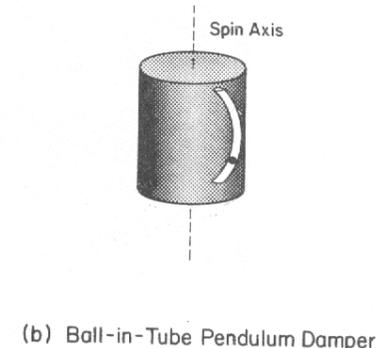
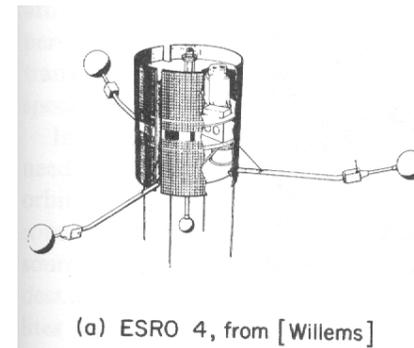
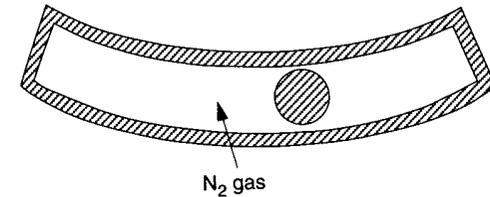
- Magnetopares o Varillas magnéticas: son elementos que aprovechan la fuerza de Lorentz.
- Esta fuerza es causada por una partícula cargada en movimiento en un campo magnético, que será el de la Tierra (u otro planeta).

- Pueden ser permanentes (un imán permanente), que normalmente se usan para maniobras de adquisición de actitud (orientando al vehículo como si de una brújula se tratase).
- También pueden ser variables y usarse para control y estabilización.
- Típicamente se usan en microsátélites, y también en satélites más grandes para descargar el exceso de momento cinético de las ruedas de reacción.



Elementos de control estructurales

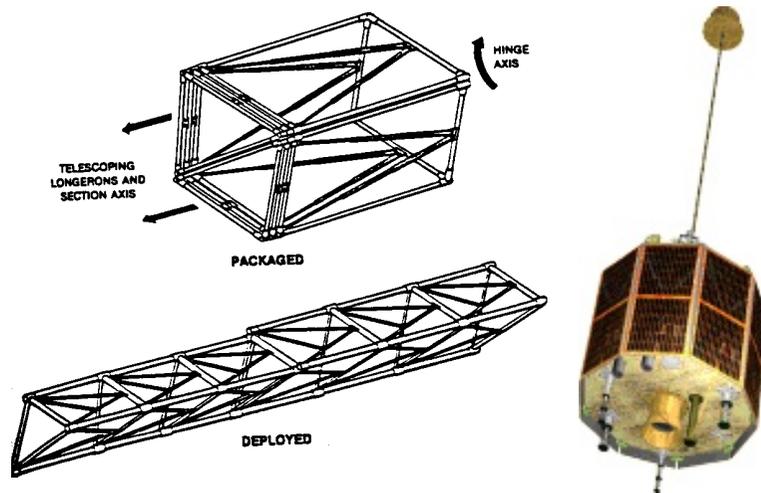
- No son actuadores en el sentido más estricto de la palabra, pero juegan un papel importante en el control (pasivo) de la actitud.
- Consisten en partes móviles que actúan de diversas formas:
 - Incorporando disipación: disipadores de nutación.
 - Modificando los momentos de inercia del vehículo (y por tanto afectando la estabilidad): mástiles, “booms”,
 - Expulsando masa para modificar el momento cinético total: dispositivo yo-yo.



- Ejemplo: disipador de nutación.
- Su objetivo es evitar desviaciones del eje de rotación.

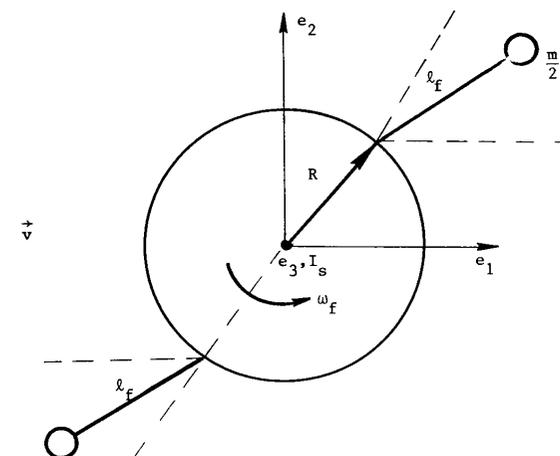


Elementos de control estructurales



- Partes móviles para modificación de los momentos de inercia: suelen ser mástiles motorizados o telescópicos.
- Se emplean especialmente en vehículos estabilizados por gradiente gravitatorio, de forma que se alcance la orientación deseada.

- Expulsión de masa: se emplean para detener rápidamente una rotación.
- Ejemplo: sistemas yo-yo. Se expulsan 2 masas atadas a la estructura; al acelerarse “concentran” el momento cinético, frenando la rotación.
- Cuando los cables se tensan, las masas se liberan.



Resumen de actuadores

■ Resumen de actuadores

Table 9.2 Types of torquer

| Type | Advantages | Disadvantages |
|--------------------------------|--|---|
| External types | Can control momentum build-up | |
| Gas jets | Insensitive to altitude Suit any orbit Can torque about any axis | Requires fuel On-off operation only Has minimum impulse Exhaust plume contaminants |
| Magnetic | No fuel required Torque magnitude is controllable | No torque about the local field direction Torque is altitude and latitude sensitive Can cause magnetic interference |
| Gravity gradient | No fuel or energy needed | No torque about the local vertical Low accuracy Low torque, altitude sensitive Libration mode needs damping |
| Solar radiation | No fuel required | Needs controllable panels Very low torque |
| Internal types | No fuel required Can store momentum Torque magnitude is controllable | Cannot control momentum build-up |
| Reaction wheels (RW) | Continuous, fine-pointing capability | Non-linearity at zero speed |
| Momentum wheels (MWs) | Provide momentum bias | |
| Control moment gyroscope (CMG) | Suitable for three-axis control Provides momentum bias | Complicated Potential reliability problem |

