

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

4 de marzo de 2016



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.

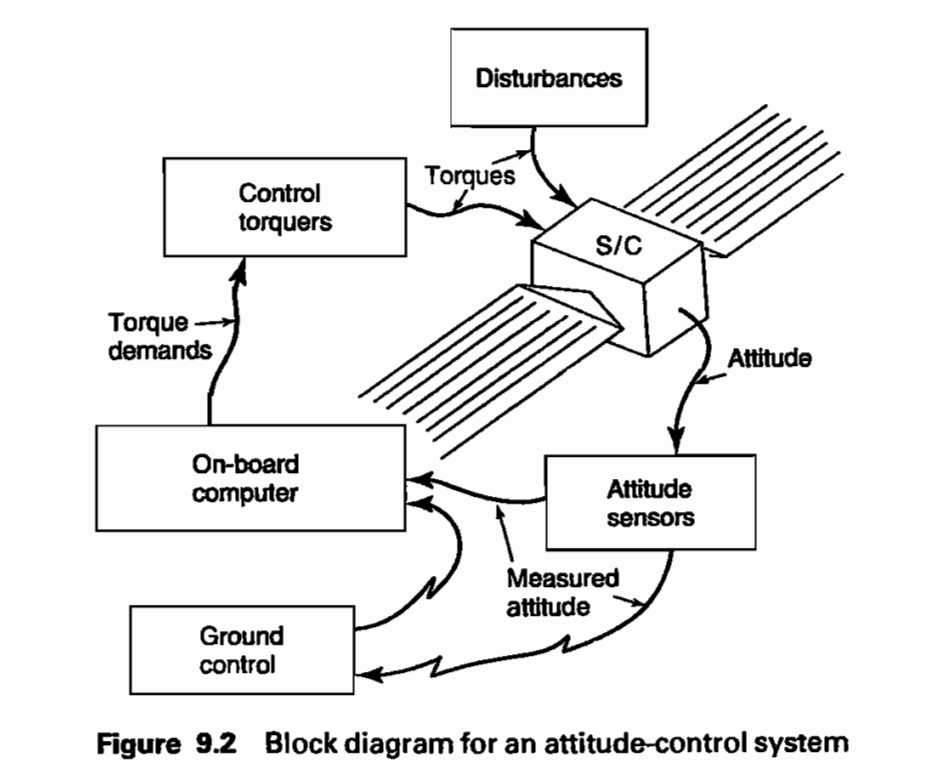


Introducción III

- 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**).



- Esquema genérico de un ADCS:



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

■ Lista 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

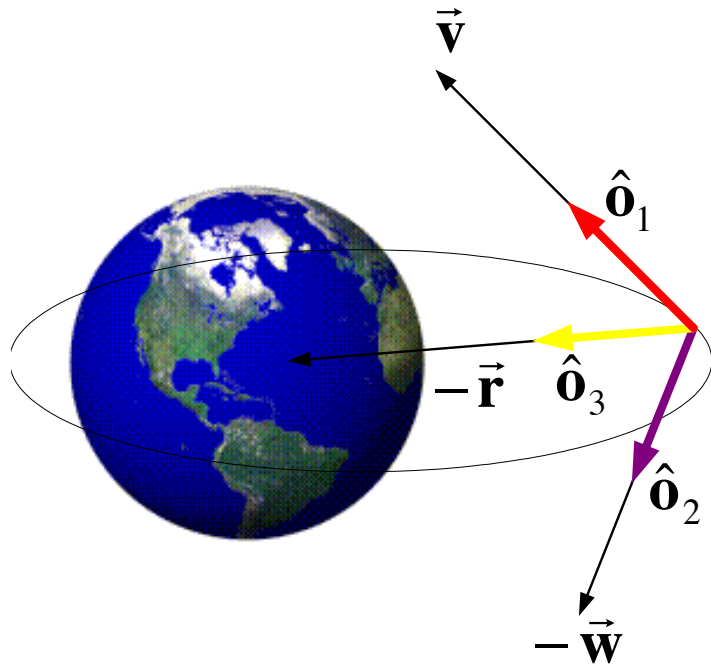
- Además según las distintas fases de la misión, los objetivos del ADCS van cambiando.

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

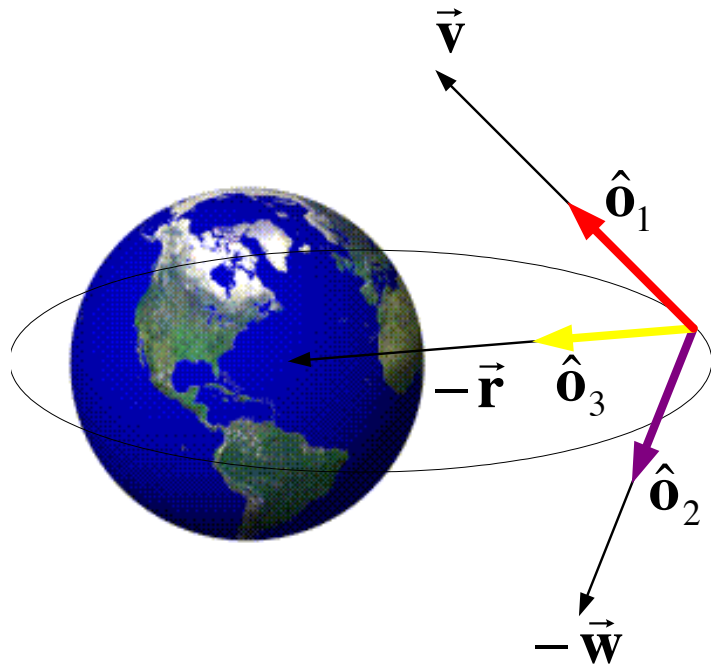


- Bajo la hipótesis de sólido rígido, la actitud queda determinada especificando la orientación de los ejes cuerpo respecto a otros ejes de interés.
- Por ejemplo, los ejes órbita tal como se muestra en la figura, cuya definición depende de la órbita concreta.

- Ejes órbita para una órbita circular:
 - Eje x: en la dirección de la velocidad (tangente a la órbita). Giro: roll.
 - Eje z: en la dirección del nadir (hacia el centro de la Tierra). Giro: yaw.
 - Eje y: en la dirección contraria al momento cinético (perpendicular al plano orbital). Giro: pitch.



Representación de la Actitud



- Es importante observar que a su vez los ejes órbita tendrán una cierta actitud con respecto a otros ejes. Por ejemplo los ejes del s.d.r. geográfico o el geocéntrico inercial; esta cadena puede contener mucho más s.d.r intermedios.
- La relación entre dos sistemas de referencia se puede representar de varias formas, por ejemplo:
 - 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 $\vec{\Gamma} = \bar{\bar{I}} \cdot \vec{\omega}$, donde $\bar{\bar{I}}$ 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 $\bar{\bar{I}} \cdot \dot{\vec{\omega}} + \vec{\omega} \times (\bar{\bar{I}} \cdot \vec{\omega}) = \vec{M}$.



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**:

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

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

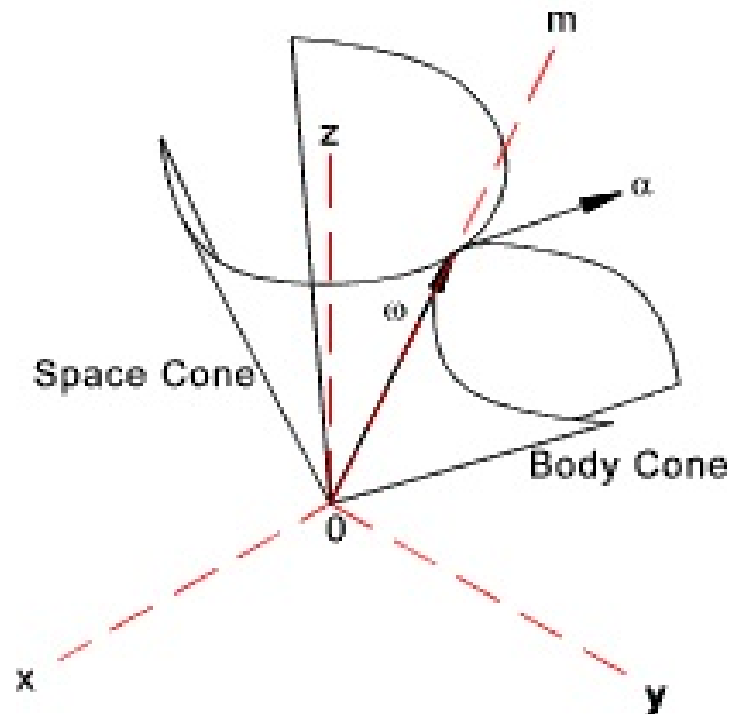
$$I_3 \dot{\omega}_3 + (I_2 - I_1) \omega_2 \omega_1 = M_3$$

- 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.

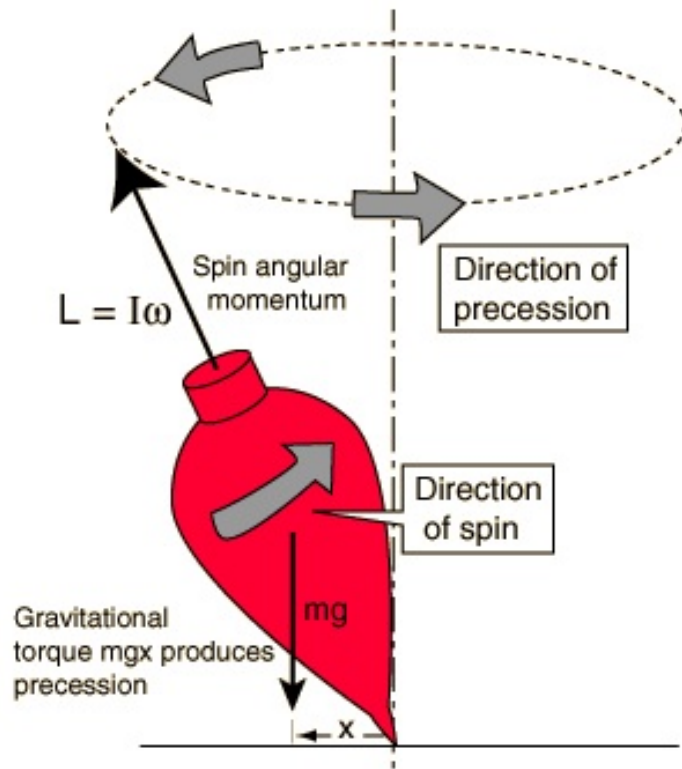


Sólido en rotación libre

- 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.



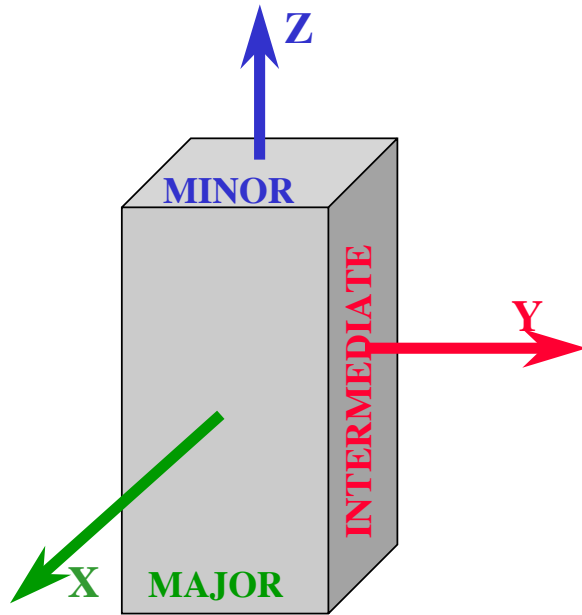
Rigidez giroscópica



- 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



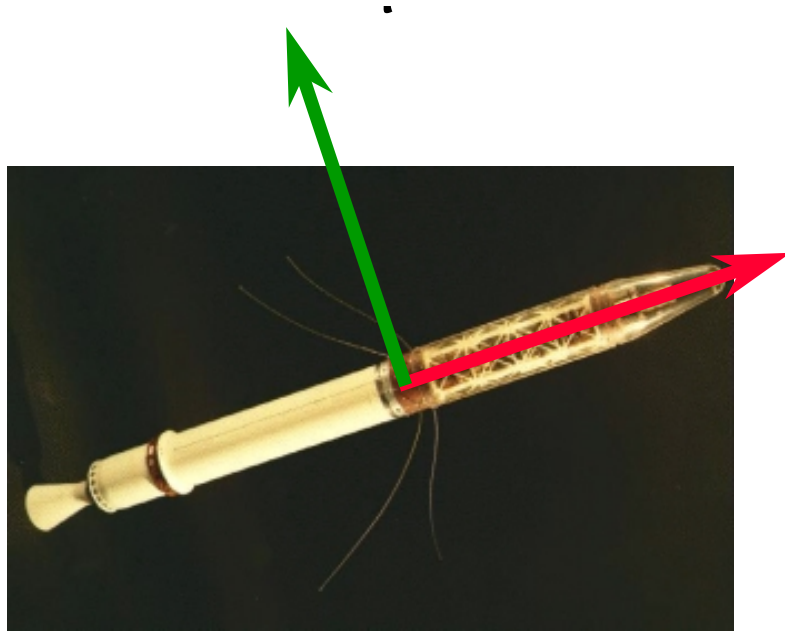
- El Sputnik fue lanzado en 1957
- El satélite estaba estabilizado por rotación en torno a su eje mayor.
- Los ingenieros de la NASA no eran conscientes de este hecho, ni de la regla del eje mayor (que no se puede deducir con un modelo de sólido rígido).



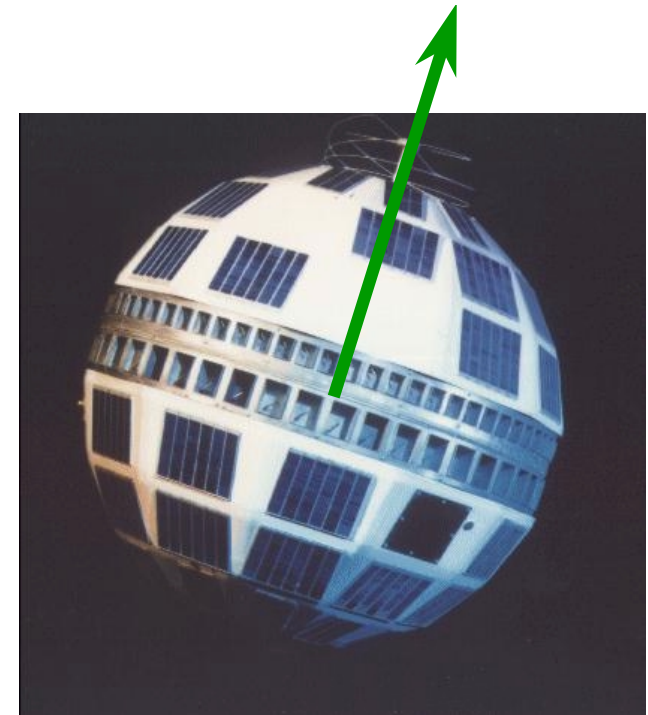
- El Explorer I fue lanzado en 1958, “estabilizado” por rotación en torno a su eje menor.



Sputnik vs. Explorer II



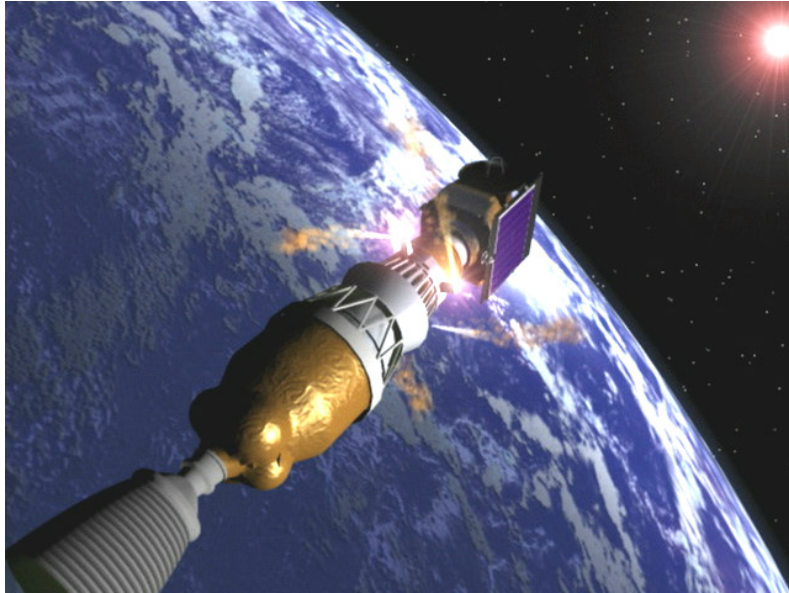
- La estabilización en torno al eje menor (rojo) no funcionó.
- En pocas horas el Explorer 1 empezó a girar en torno a su eje mayor (verde) con un movimiento bastante caótico, imposibilitando su misión.



- 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.



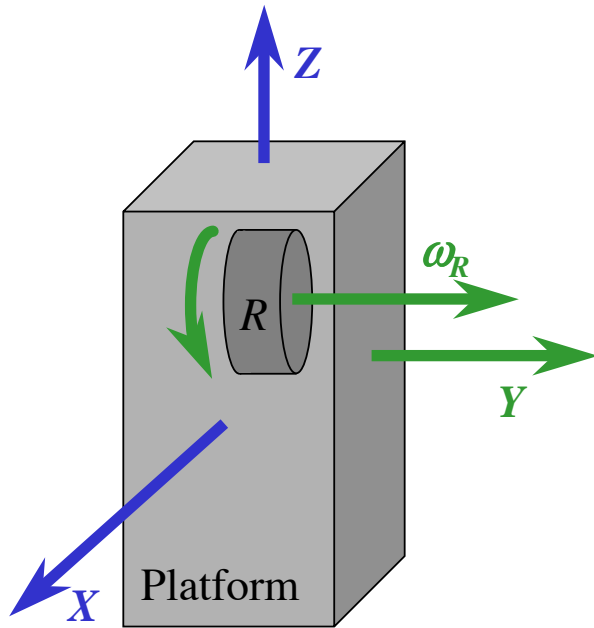
Regla del Eje Mayor: Excepciones



- 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



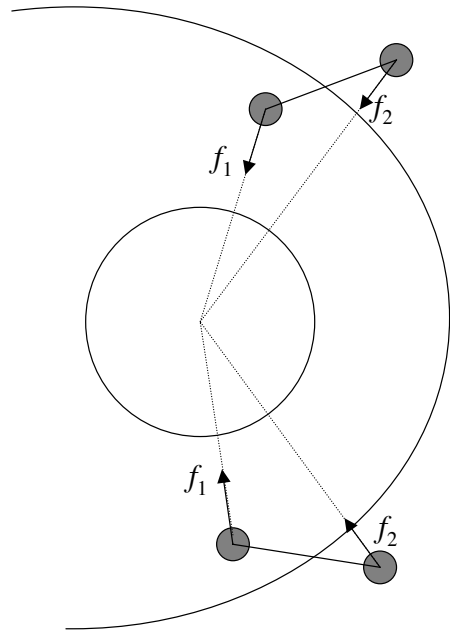
- Satélite Navstar (GPS).
- 4 volantes de inercia girando a varias miles de RPM.
- Sistema auxiliar: RCS (hidrazina).



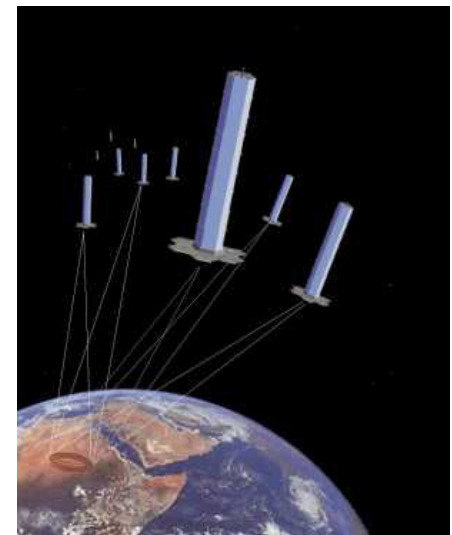
- Satélites DSP (Defense Support Program), son parte del sistema de alerta temprana de USA. Posee sensores infrarojos.
- Estabilizado por rotación con un volante de inercia.



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

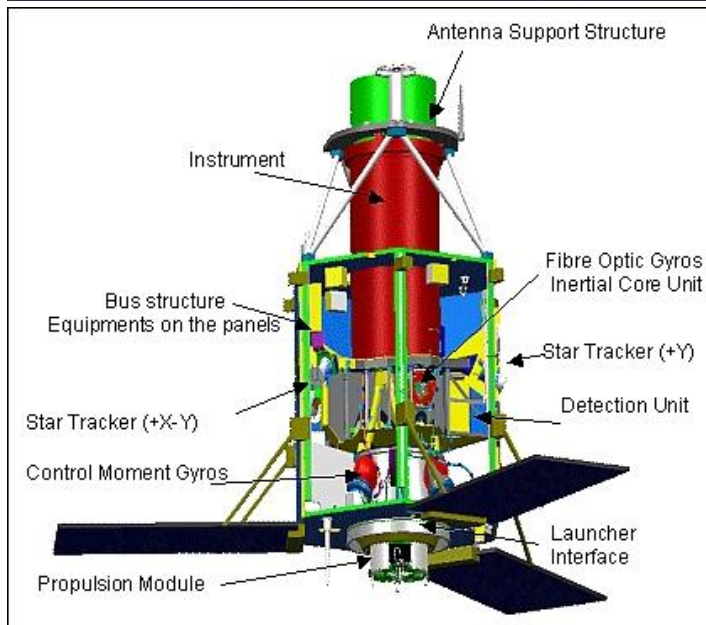
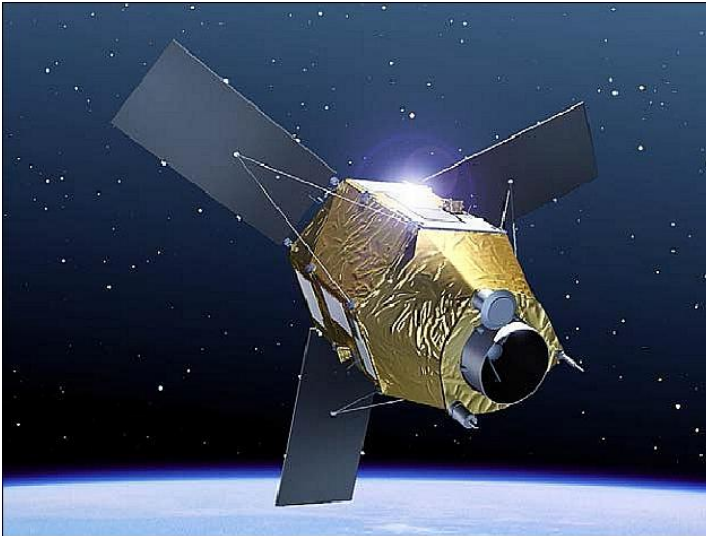
- Los satélites que tienen un sistema ADCS que controla totalmente su actitud se denominan estabilizados en tres ejes.



- Por ejemplo, el sistema de control de actitud del telescopio Hubble es uno de los sistemas más precisos jamás contruidos 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.



Satélites ágiles



- Los satélites de observación de la Tierra tienen requisitos importantes de control de actitud.
- Los llamados “satélites ágiles” están preparados para adquirir múltiples imágenes o incluso 3D (tomadas dos veces desde ángulos distintos).
- Por ejemplo la constelación Pleiades (2 satélites del CNES, agencia espacial francesa) tiene capacidad de obtener imágenes con resolución < 1 m. en cualquier punto de la Tierra!
- Para sacar partido a la óptica es necesaria una enorme precisión en el control/determinación de actitud, pero también velocidad en las maniobras; esto se consigue con los CMG (control moment gyros), star trackers y FOG de alta resolución.

