

Ingeniería de Sistemas Espaciales

Aplicado a una misión CanSat

- **Arquitectura de Naves Espaciales**



Arquitectura de Naves Espaciales

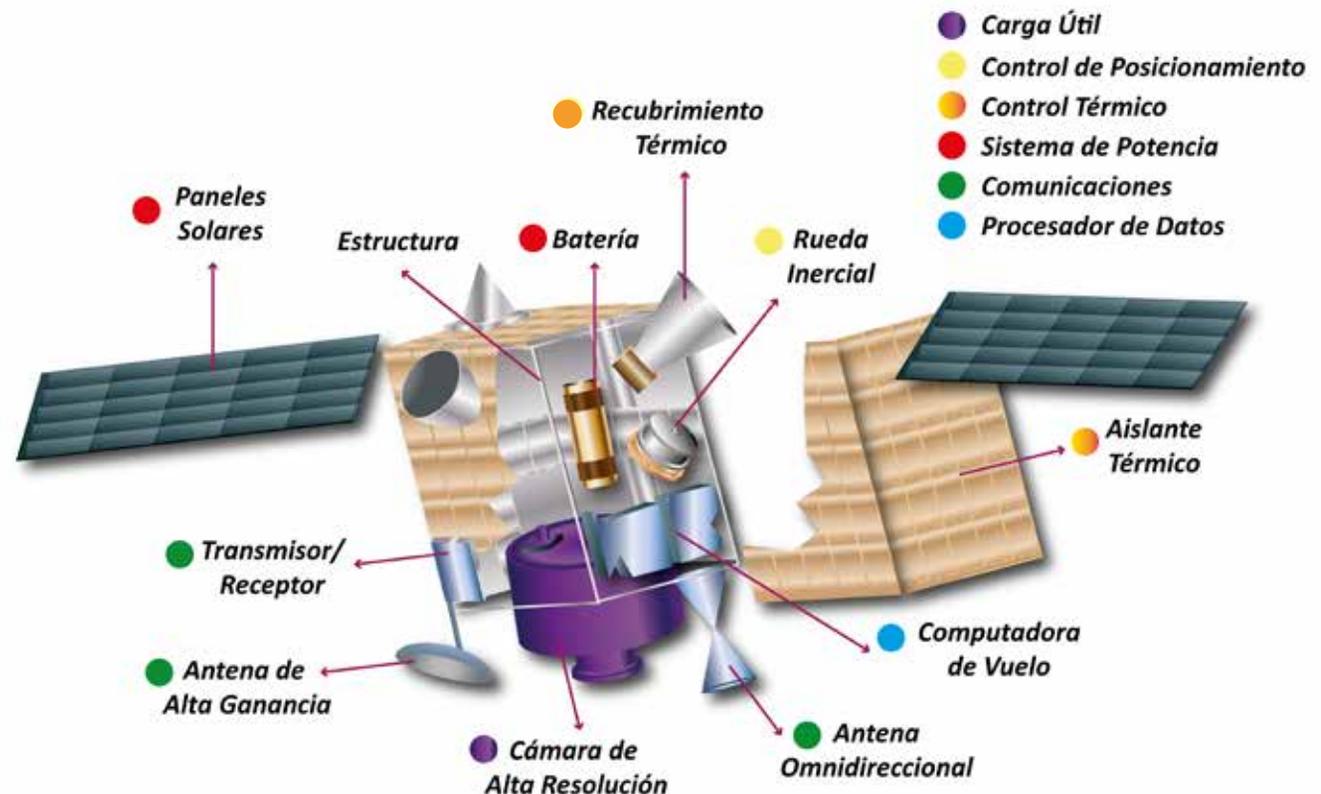
Los componentes típicos de cualquier nave espacial consisten en:

Carga útil o "Payload".

La carga útil es la razón principal por la cual la misión se ejecuta, es única para cada misión y representa el motivo por el cual la nave se diseña y construye.

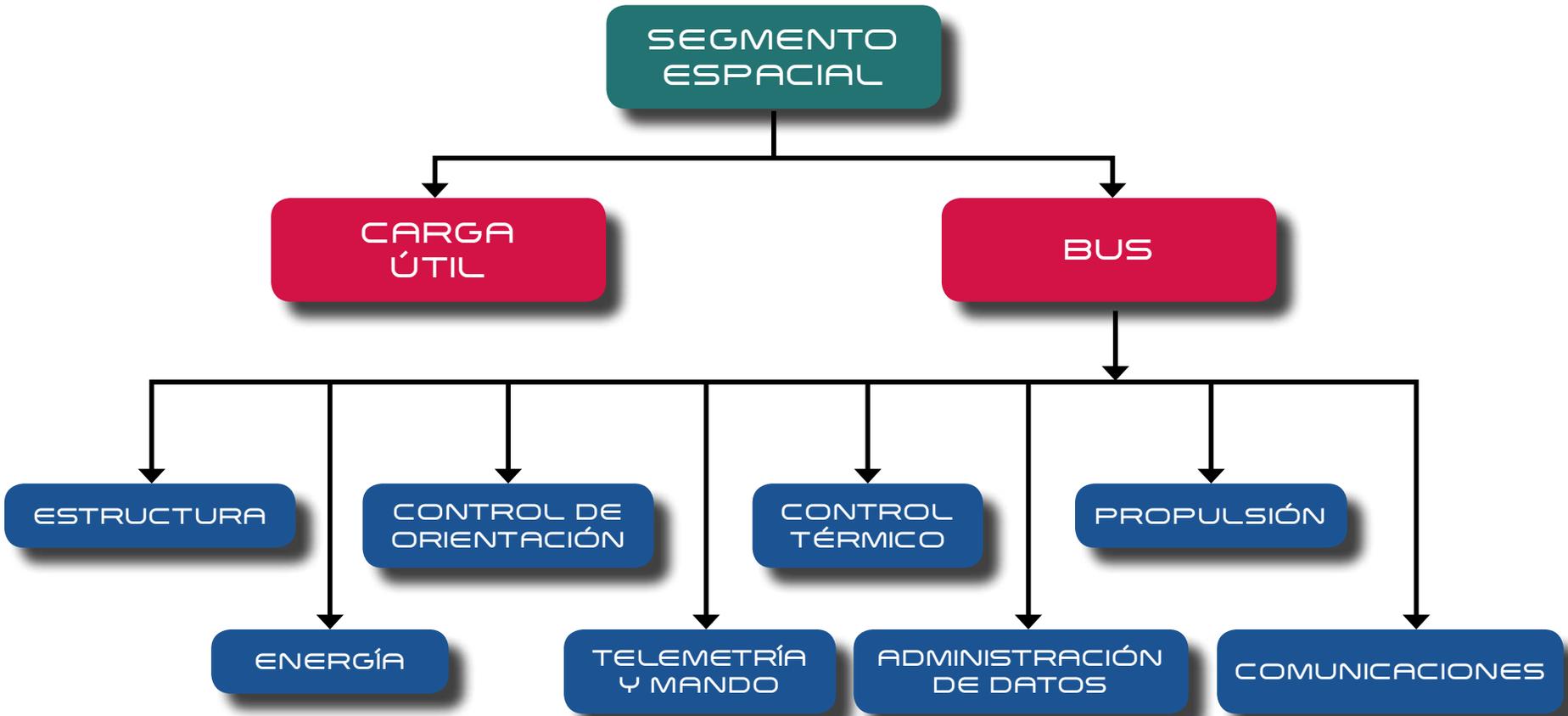
Plataforma o "Bus"

La plataforma consiste en los subsistemas que permiten, en su conjunto, mantener operativa a la nave espacial y desarrollar la misión para la cual ha sido diseñada.



Arquitectura de Naves Espaciales

Arquitectura típica de un satélite o nave espacial:

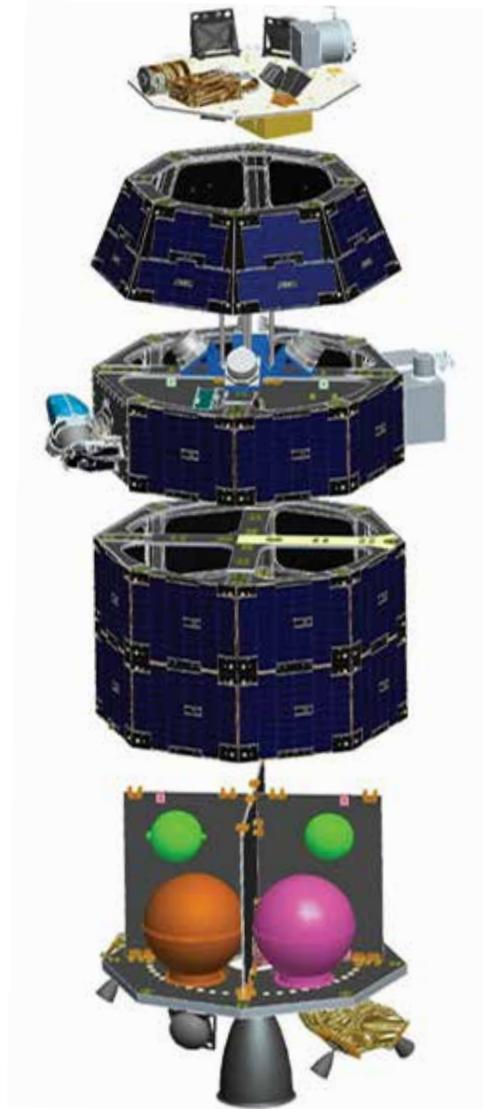


Arquitectura de Naves Espaciales

Ensamble de Radiador

Carga Útil

Sistema de Propulsión



Plataforma (BUS)

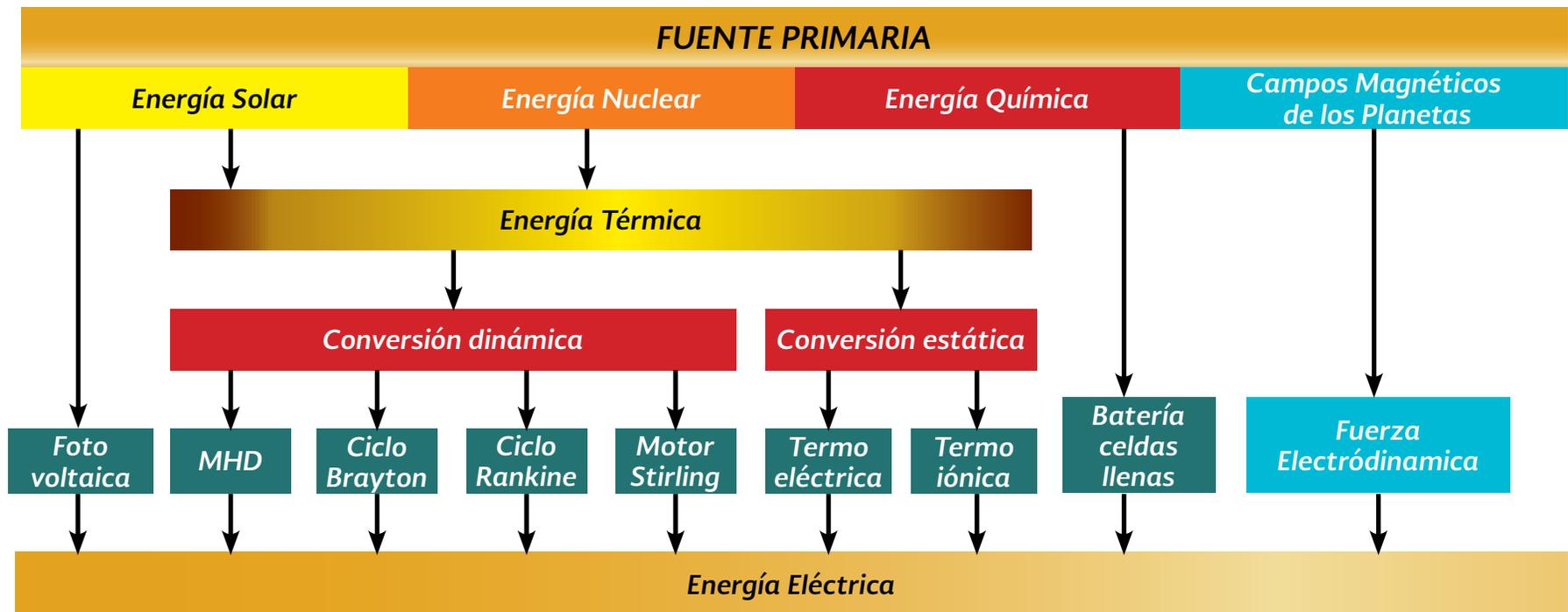
Módulo de Extensión

*Modelo de nave LADEE
(Lunar Atmosphere Dust
and Environment Explorer)*

Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de energía eléctrica.

Existen diferentes métodos para producir energía eléctrica que pueden utilizarse en sistemas espaciales:



Adaptado de Handbook of Space Technology, Ley, et al, 2009.

Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de energía eléctrica.

Se encarga de proporcionar energía a la nave y a todos los subsistemas para que éstos realicen sus respectivas funciones.

Consiste de:

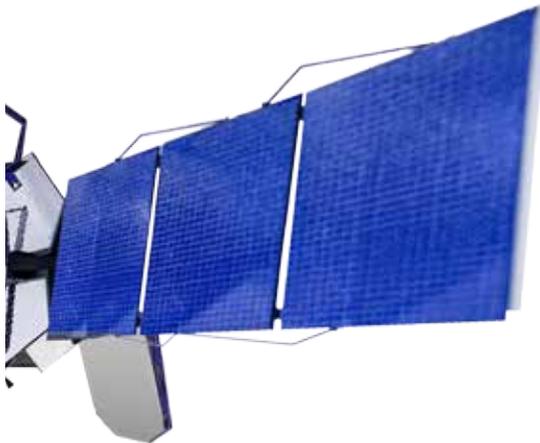
Fuente de energía



Sistema de almacenamiento.



Sistema de regulación y distribución.



Arquitectura de Naves Espaciales

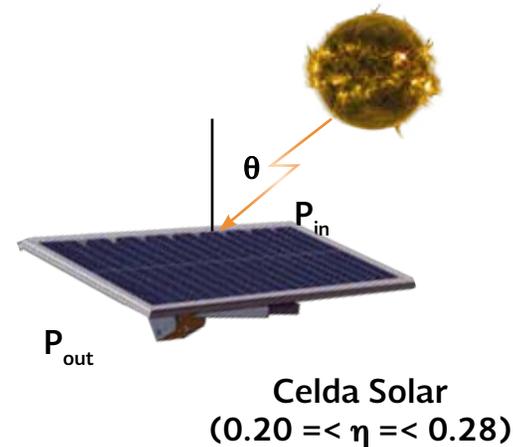
Bus: Subsistema de energía eléctrica.

Sistema de generación fotovoltaico

Los paneles fotovoltaicos convierten la energía electromagnética proveniente del Sol en energía eléctrica en función de los siguientes parámetros:

$$P_{out} = P_{in} \eta \cos \theta$$

- P_{out} = potencia de salida de la celda fotovoltaica (con la tecnología de triple juntura ~220W/m²).
- P_{in} ~1350 W/m² en la órbita terrestre (~1 unidad astronómica).
- η : eficiencia de conversión de la celda fotovoltaica ~30% para celdas de triple juntura.
- θ : ángulo de incidencia de los rayos solares respecto de la normal a la superficie del panel.



Además del ángulo de incidencia, la potencia incidente y la eficiencia de conversión, existen otros factores ambientales que pueden degradar el desempeño de un panel fotovoltaico: temperatura, radiación por partículas cargadas y eclipses.

La tecnología de triple juntura permite obtener eficiencias superiores a las de una celda fotovoltaica de 1 sola capa (juntura) debido a que es sensible a diferentes longitudes de onda.

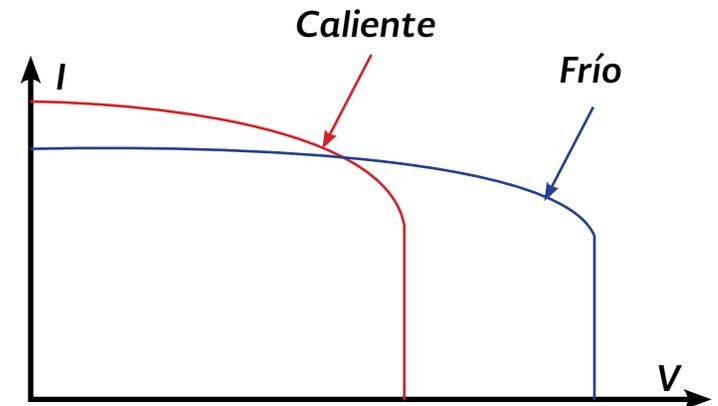
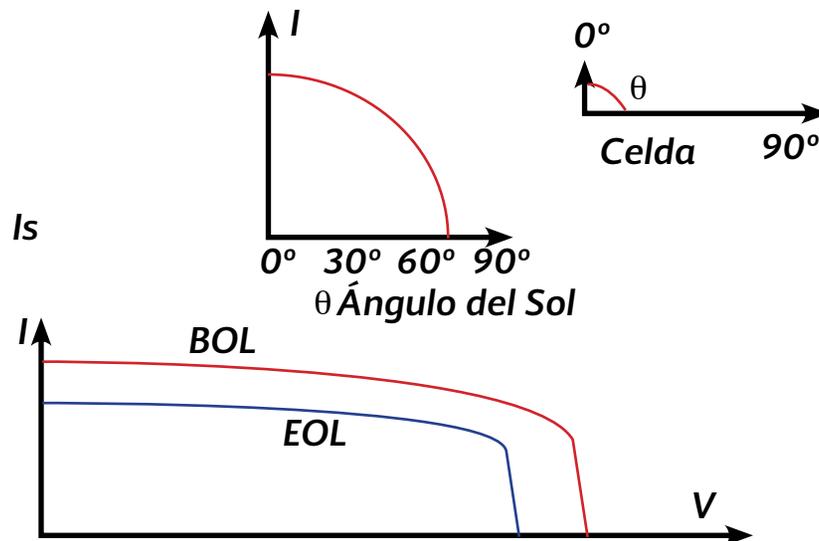
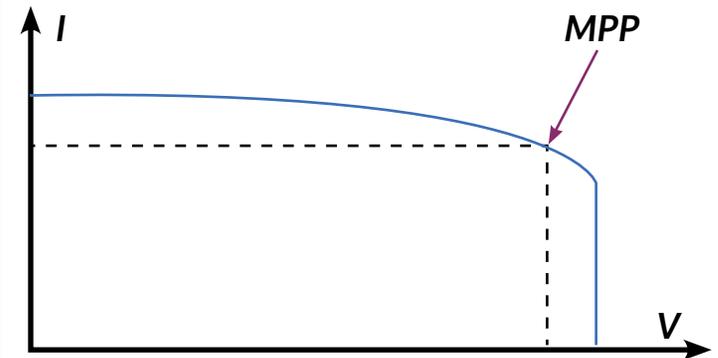
Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de energía eléctrica.

Sistema de generación fotovoltaico

La energía solar disponible en la Tierra es de aproximadamente 1350 W/m².

- Eficiencia del sistema fotovoltaico ~10 – 30%.
- Variación de potencia con la temperatura.
- Variación de potencia con el ángulo de incidencia.
- Variación en potencia de salida por efectos de radiación.



MPP: Punto de máxima potencia ó Maximum Power Point.
BOL: inicio de vida o beginning of life.
EOL: fin de vida ó end of life.

Arquitectura de Naves Espaciales

Sistema de almacenamiento: baterías.

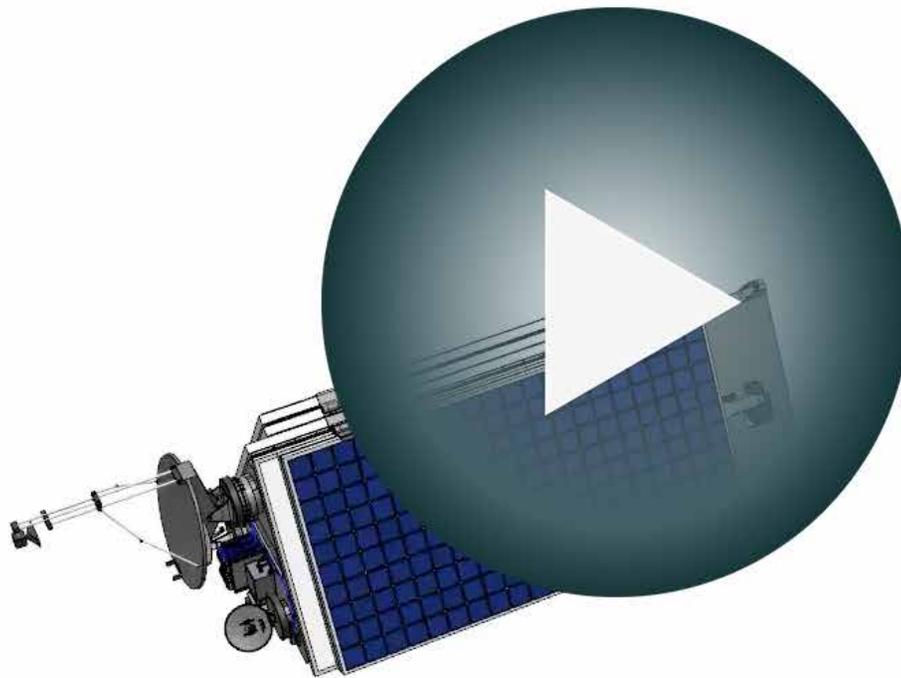
Fuente: Tierra-Luna Engineering, 2013.

Tipo	Características
Plata-Zinc (AgZn)	<ul style="list-style-type: none"> • Usados comunmente en sistemas del espacio cercano. • Posee buena densidad de Energía 1175 (W.h)/Kg principal, 120-130(W.h)/Kg secundario. • Limites de ciclo de vida (2000,400,75 a 25,50, 75% DOD) • 1.50V/celda.
Plata-Cadmio (Ag-Cd)	<ul style="list-style-type: none"> • Mejor de ciclo de vida que AgZn y mejor densidad de energía que Ni-Cd • Densidad de Energía aceptable 60-70 (w.h)/Kg secundario. • Ciclo de vida aceptable (3500, 800,100 a 25,50,75% DOD) • 1.10V/celda
Niquel-Cadmio (Ni-Cd)	<ul style="list-style-type: none"> • Actualmente es la batería secundaria mas utilizada • Baja densidad de Energía [20-30(Wh)/KG] • Largo ciclo de vida (20,000,3000, 800 a 25, 50 75% DOD) • Buena tolerancia de descarga total • Puede reconfigurarse para extender su vida útil • 1.25 V/celda
Niquel-Hidrógeno(Ni-H₂)	<ul style="list-style-type: none"> • Alta presión interna, requiere un contenedor voluminoso • Buena densidad de Energía [60-70(W.h)/Kg] • Buen ciclo de vida (15,000 , 10,000 , 5000 a 25, 50; 75% DOD) • No requiere reconfiguración • 1.30 V/celda
Niquel- Hidruro de Metal (Ni-MH)	<ul style="list-style-type: none"> • Misma química que las de Niquel-Hidrogeno • El hidrógeno contenido en el Hidruro de Metal reduce la presión • Embalaje mejorado en relación al de Niquel-Hidrógeno. • Buena densidad de Energía • Ciclo de Vida Limitado • 1.30V/celda
Baterías de Litio	<ul style="list-style-type: none"> • Distintos tipos (Li-SOCl₂ ,Li-V₂O₅ , LI-SO₂) • Ambos diseños, primaria y secundaria disponibles • Muy alta densidad de Energía 1650 (W.h)/Kg, 250(W.h)/Kg, 50-80(W.h)/Kg secundaria • Alto Voltaje por Celda (2.5-3.4V)

Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de energía eléctrica.

*Fuente: Animación de despliegue de paneles fotovoltaicos en un satélite pequeño.
TEN TECH LLC*



“Animación de despliegue de paneles fotovoltaicos en un satélite pequeño.

Se ha presentado un sistema de alimentación eléctrica basado en paneles fotovoltaicos y baterías químicas si bien existen otras tecnologías que dependen de la misión y carga útil de que se trate”.

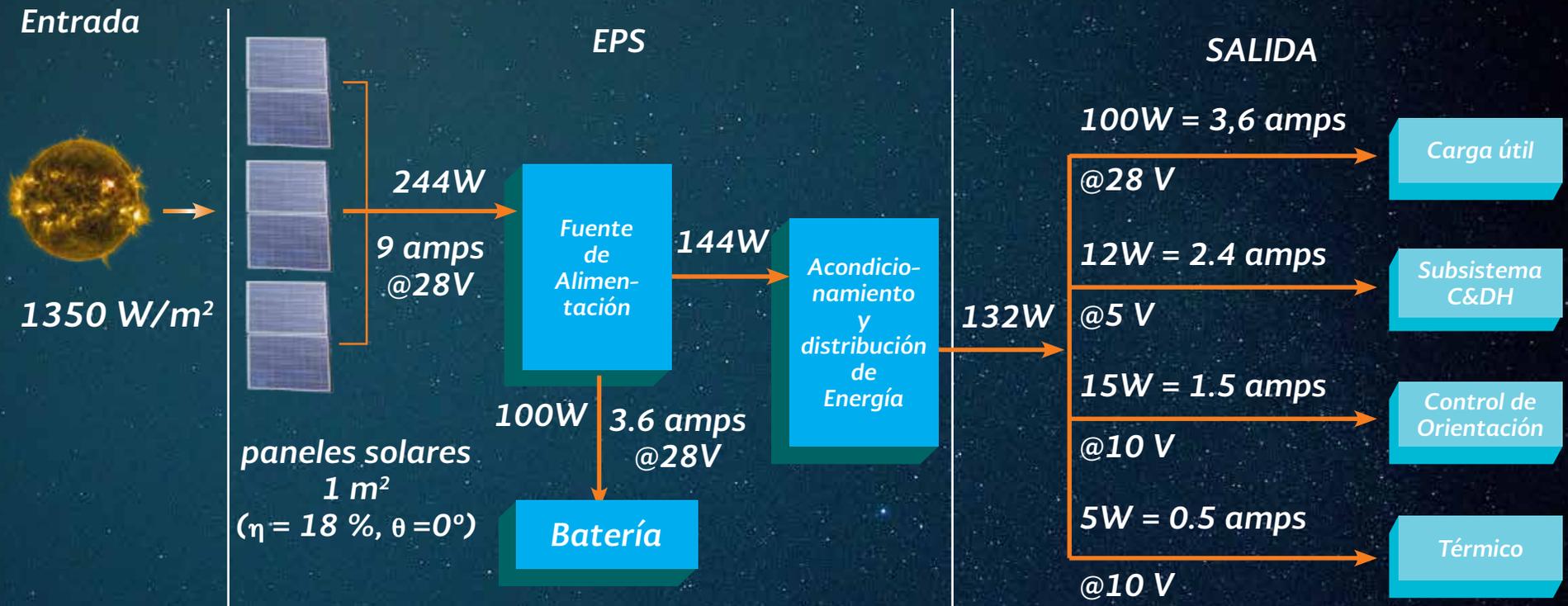
VER VIDEO 3

Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de energía eléctrica.

Sistema de generación fotovoltaico

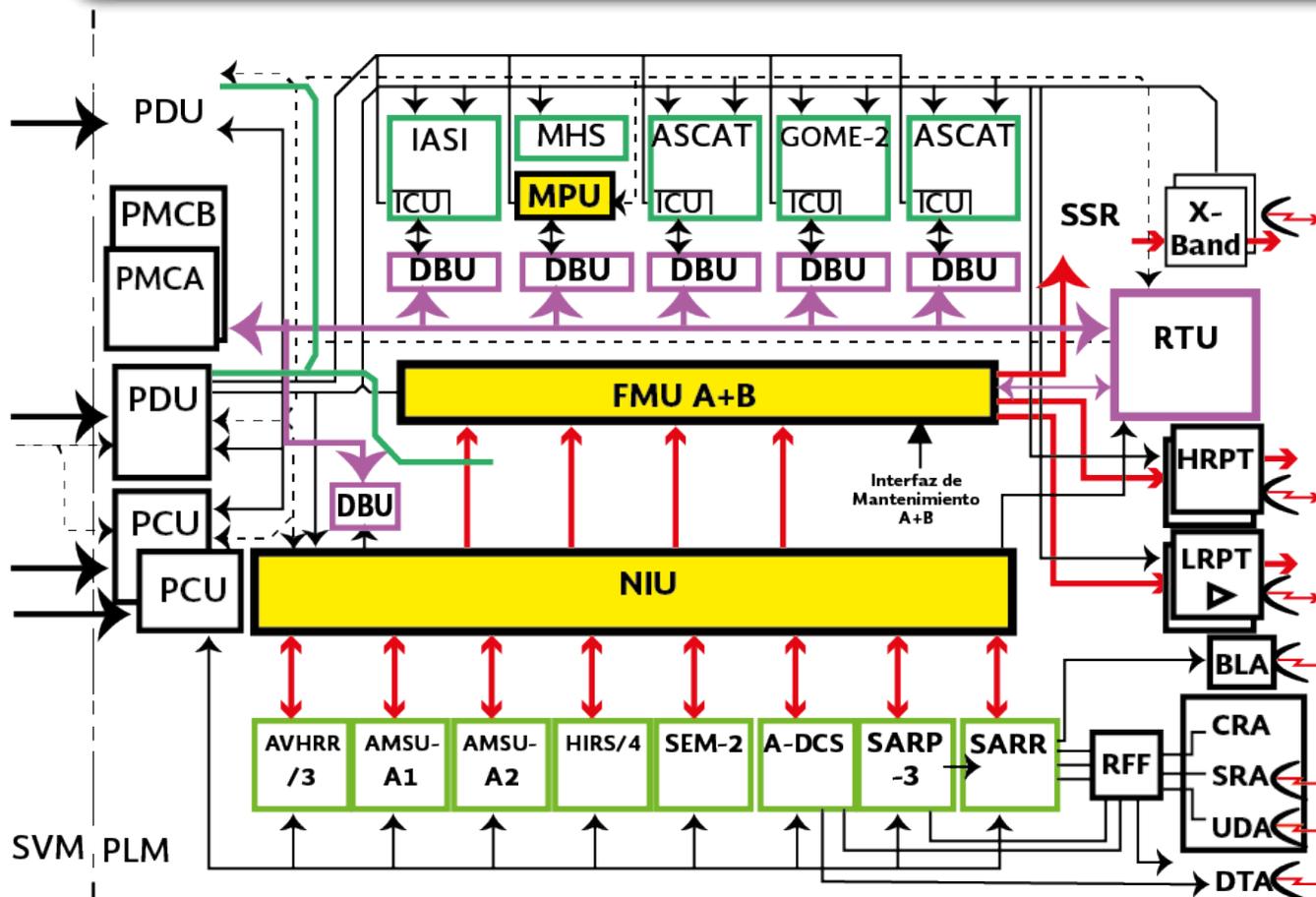
El consumo de toda la nave espacial (subsistemas) impacta en el diseño del subsistema de energía eléctrica, además de las características de la misión a desarrollar.



Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de comando y manejo de datos (C&DH)

- Este subsistema proporciona el hardware para ejecutar el software de operación y control del satélite (control de orientación, manejo de errores, configuración y telemetría).



Los principales componentes del C&DH son:

- Computadora de vuelo.
- Unidades remotas para manejo de sensores y actuadores.
- Housekeeping.
- "Bus" de datos.

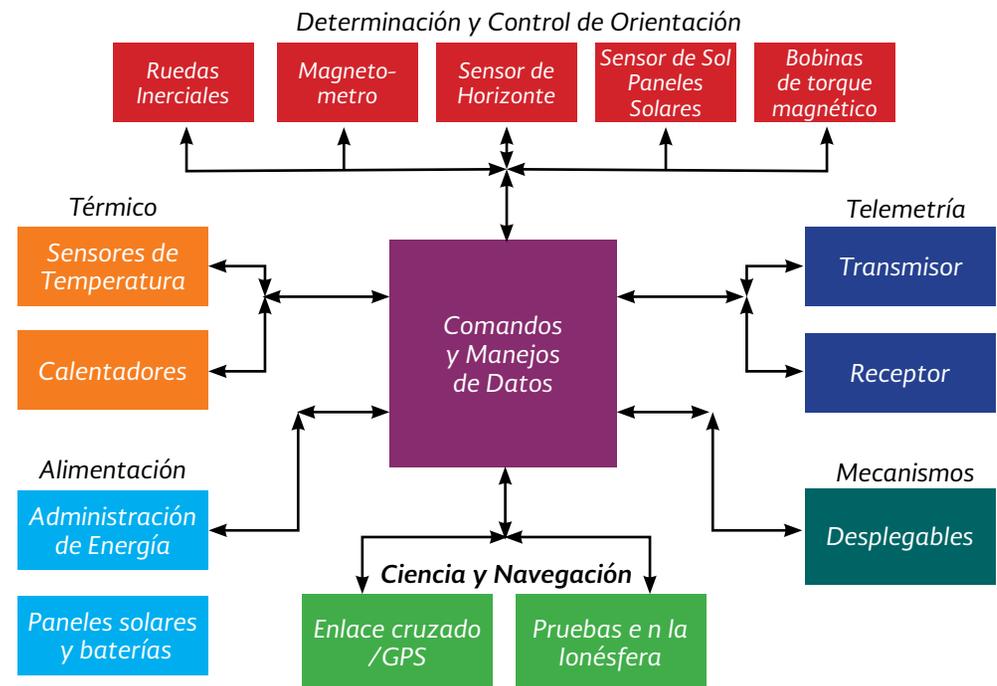
Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de comando y manejo de datos (C&DH)

El subsistema de comando y manejo de datos representa el “cerebro” de la nave espacial. Su propósito es manejar, almacenar y controlar todos los comandos que llegan desde tierra, de la carga útil y la telemetría para cada fase de la misión.

Un ejemplo de las actividades que realiza el subsistema de C&DH son:

- Responder ante comandos desde tierra.
- Reunir, procesar, almacenar y dar formato a la telemetría correspondiente a la salud de todos los diferentes subsistemas para transmitirla a la estación terrena.
- Recibir y procesar la información de los datos del subsistema de carga útil.
- Inicio autónomo de todos los sistemas y pruebas automáticas de los mismos.
- Detectar y corregir errores (inherentes al sistema o ambientalmente inducidos) y activar el modo seguro si es necesario.
- Realizar el control de orientación, temperatura, potencia y cualquier proceso a bordo de la nave.



Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de comando y manejo de datos (C&DH)

Computadora de vuelo

Ejecuta el software de control y vuelo mediante el cuál se realizan funciones como:

- Software de control de orientación.
- Corrección de errores.
- Monitorización de telemetría.
- Ejecución de software del subsistema eléctrico.
- Manejo de comandos.
- Colección y conformado de "frame" de telemetría.
- Control del bus de datos.
- Manejo de actuadores en subsistemas de propulsión.
- Reloj de tiempo real.



Arquitectura de Naves Espaciales

Subsistema eléctrico



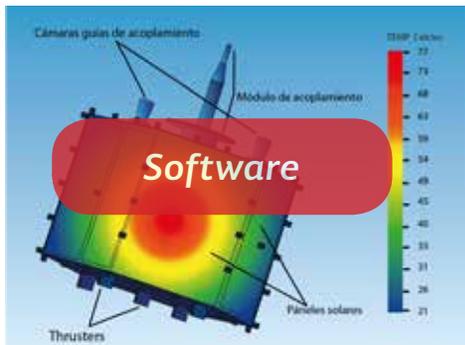
Software

Subsistema estructura



Software

Subsistema de control térmico



Software

Bus: Subsistema de comando y manejo de datos (C&DH)

Software de la nave

El software maneja todas las funciones de gestión de datos:

El sistema operativo que se ejecuta en la computadora de vuelo, maneja todos los eventos en la nave espacial.

Las aplicaciones de software ejecutan tareas específicas.

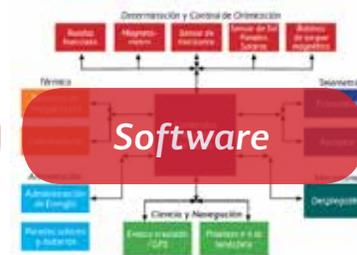
El software de vuelo se ha convertido en uno de los principales puntos de atención en el desarrollo y operación de una nave espacial.

Carga Útil



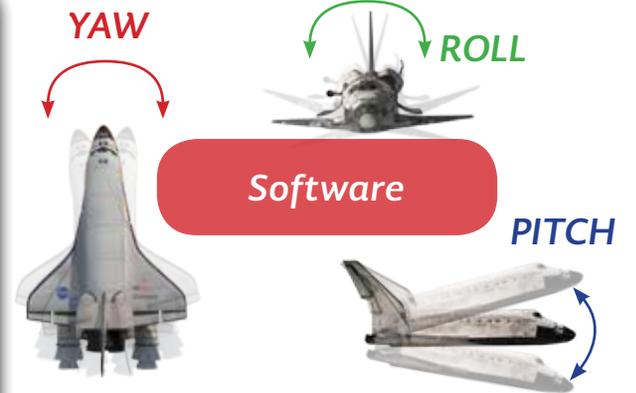
Software

Subsistema C&DH



Software

Subsistema de Orientación



Software

Subsistema de Propulsión



Software

Subsistema de Comunicación



Software

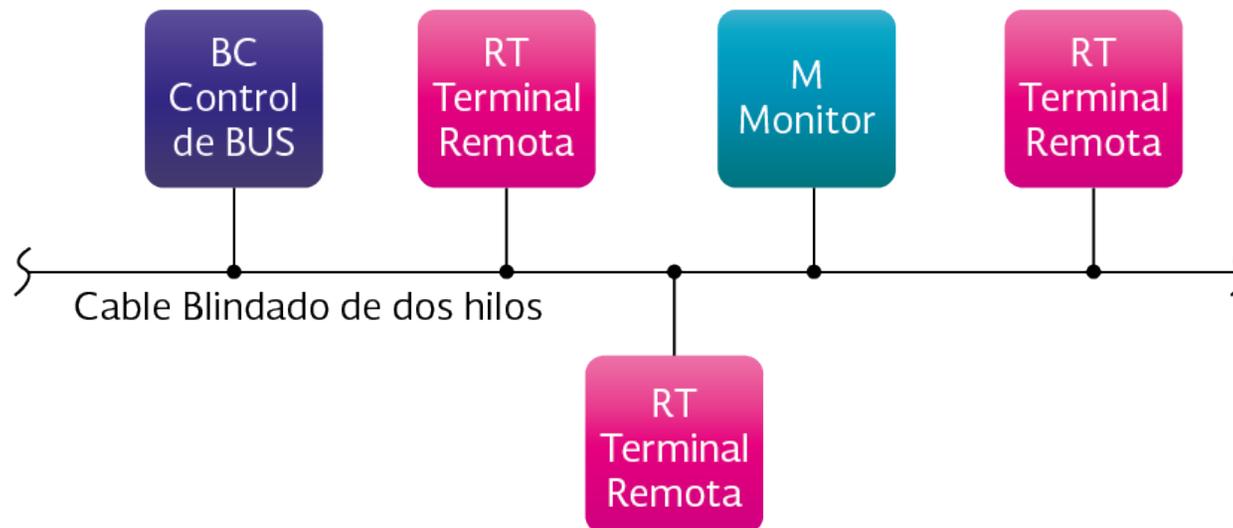
Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de comando y manejo de datos (C&DH)

Unidades remotas, housekeeping y bus de comunicación.

Interfaz con **hardware dedicado** que **recopila/envía telemetría** y **comandos** a **sensores** y **actuadores** de diferentes subsistemas mediante un bus de comunicaciones. Se compone de:

- Sistemas tipo SoC (System on a Chip).
- Memorias de almacenamiento temporal.
- “Bus” de comunicación con protocolos MIL 1553B, Spacewire, CAN.
- Interfaz con relevadores e interruptores de estado sólido y piroactuados.
- Acondicionamiento de señales.
- Circuitos lógicos.



Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de control de orientación (ADCS)

Subsistema que se encarga de determinar y controlar la orientación de una nave en el espacio para apuntarla en una dirección deseada.

¿Qué es la orientación?

- Conocer la ubicación de un objeto en el espacio circundante.

¿Por qué es importante tener control de la orientación?

- Requisitos de la misión.
- Calcular parámetros para la realización de maniobras.



Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de control de orientación (ADCS)

El subsistema ADCS se puede dividir en 5 conceptos:

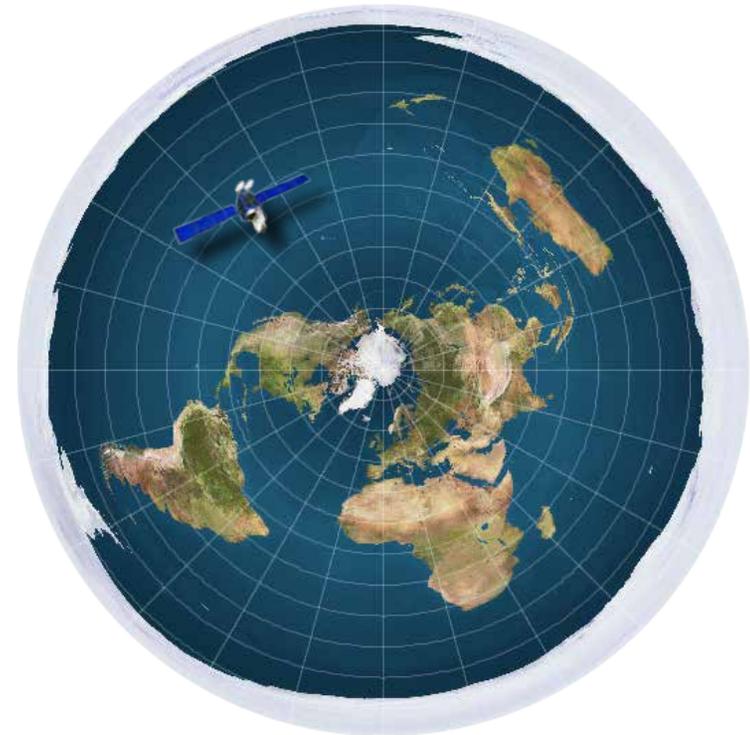
Attitude o actitud: orientación del sistema coordinado de una nave con respecto a un sistema de referencia inercial externo.

Determinación de la actitud (attitude determination): conocimiento de la actitud u orientación de la nave.

Control de actitud (attitude control): mantenimiento de una actitud (orientación) específica y deseada con determinada tolerancia.

Error de actitud (attitude error): desalineación de la nave de baja frecuencia.

Fluctuación de la actitud u orientación (attitude jitter): desalineación de la nave de alta frecuencia.

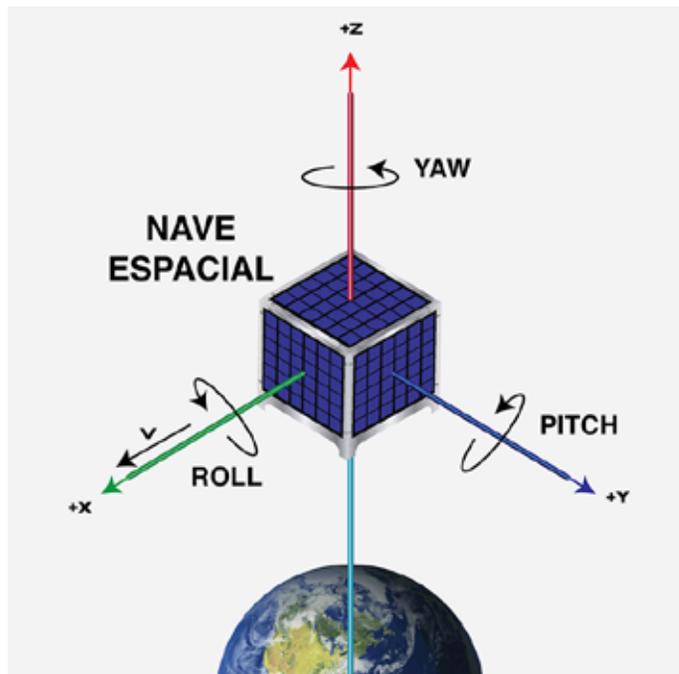


Arquitectura de Naves Espaciales

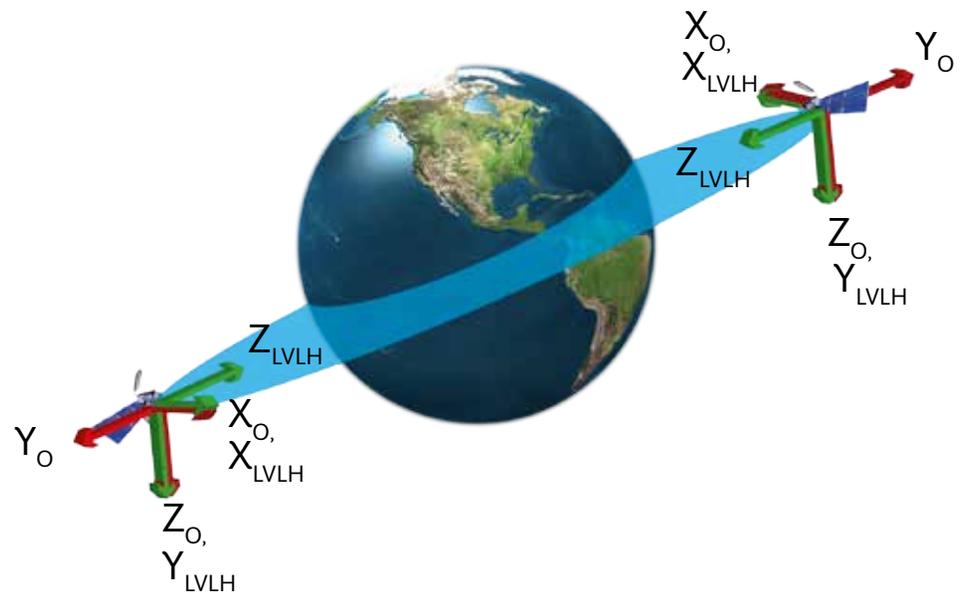
Bus: Subsistema de control de orientación (ADCS)

El subsistema ADCS utiliza comúnmente un sistema coordenado de 3 ejes:

Roll en el eje x (Ψ).
Pitch en el eje y (θ).
Yaw en el eje z (φ).



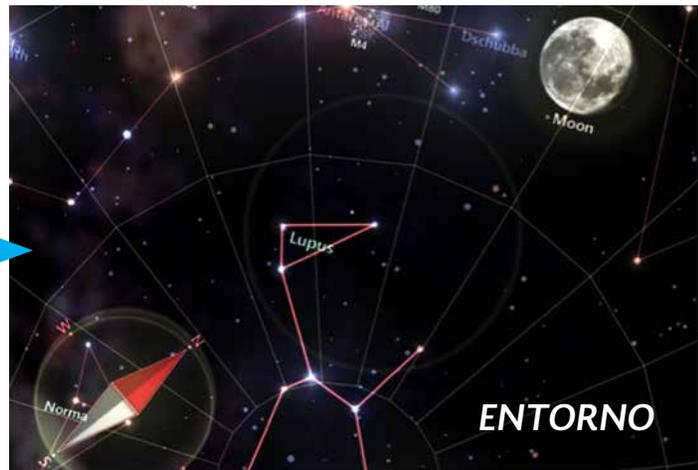
Marco de referencia
LVLH



Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de control de orientación (ADCS)

Principales elementos de ADCS:



Acondicionamiento de señales.



Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de control de orientación (ADCS)

Principales elementos de ADCS:

Se requiere de un sistema de referencia externo (inercial) y uno local a la nave.

Sistema de referencia: perspectiva desde la que un observador mira una situación.

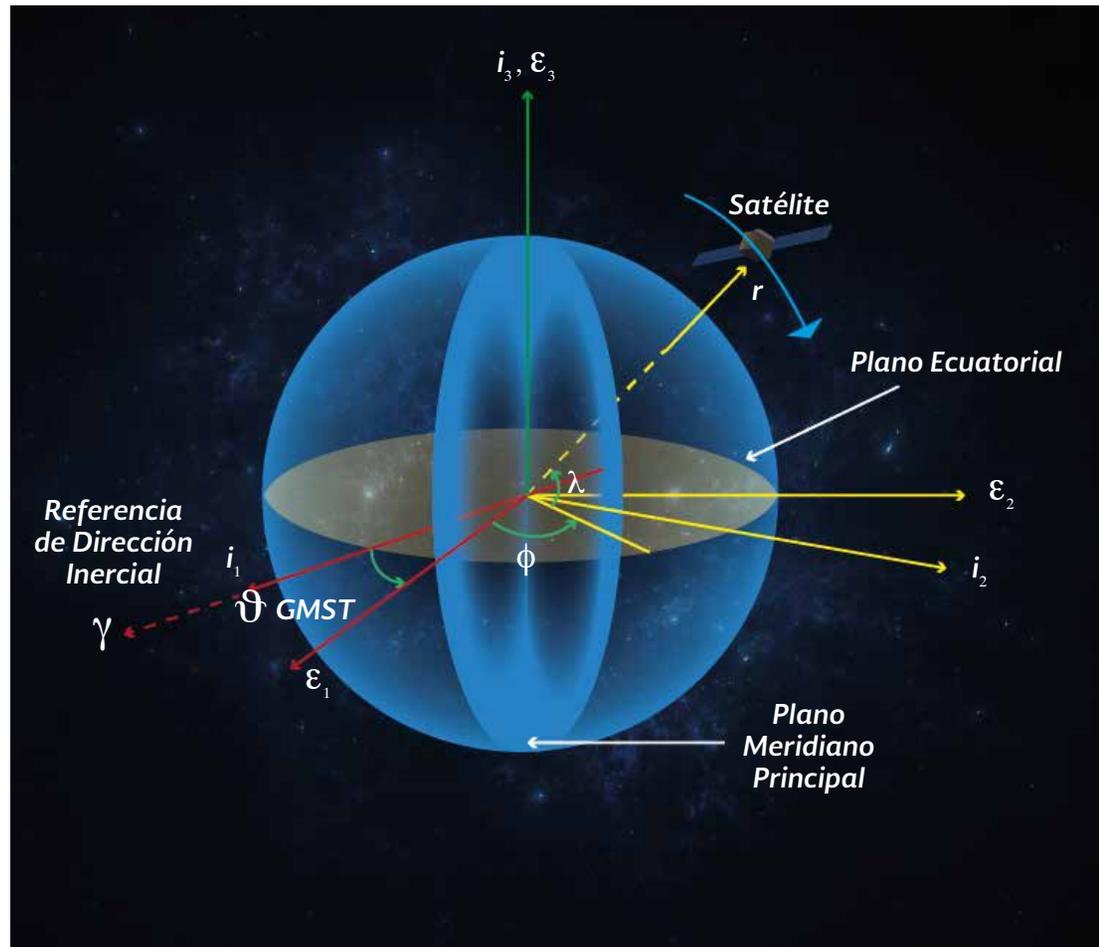


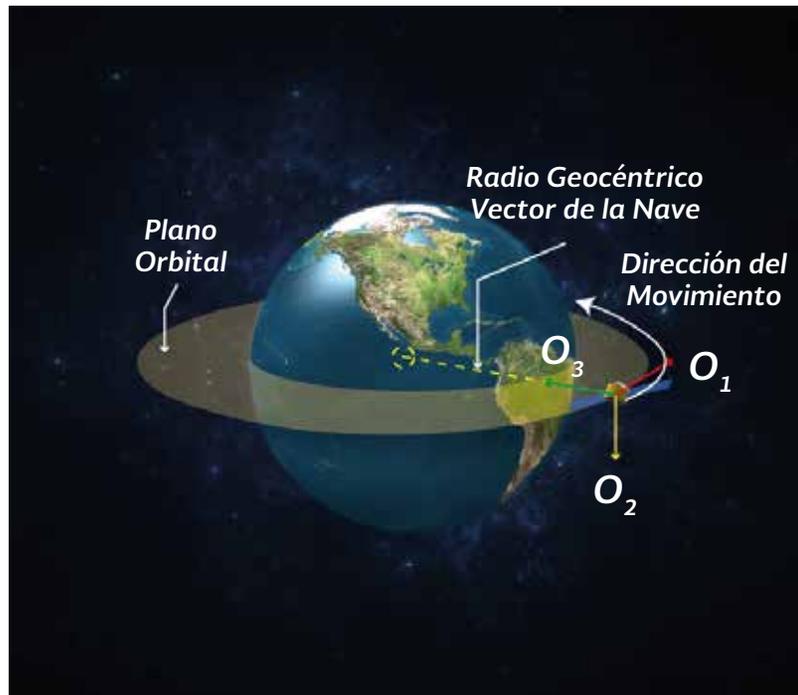
Imagen:
Fundamentals of spacecraft attitude and control.
F. Landis Markley, et al, Springer

Arquitectura de Naves Espaciales

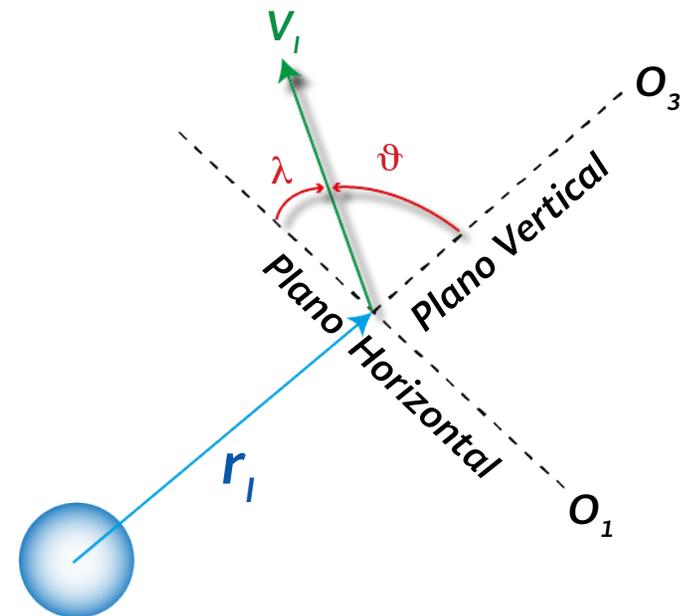
Bus: Subsistema de control de orientación (ADCS)

Principales elementos de ADCS:

Medición de la ubicación a partir de un sistema de referencia externo.



Sistema de referencia de la nave: LVLH



Arquitectura de Naves Espaciales

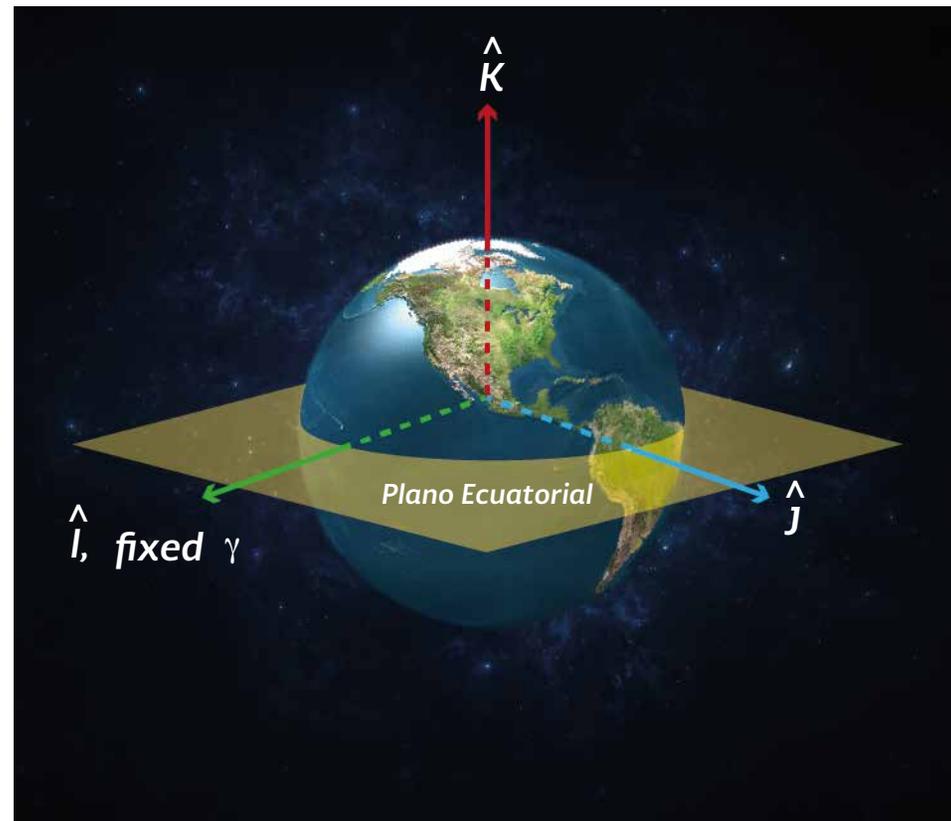
Bus: Subsistema de control de orientación (ADCS)

Medición de la ubicación a partir de un sistema de referencia externo.

Sistema de referencia GCI (Geocentric Inertial Frame)

Sistema de referencia inercial:

- Sistema de referencia en que las leyes de Newton son válidas.
- Se mueve a velocidad constante.
- No rota respecto de otro sistema inercial.



Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de control de orientación (ADCS)

Medición de la ubicación a partir de un sistema de referencia externo.

Descripción de rotaciones en cada uno de los 3 ejes del sistema de referencia externo

$$T_{0 \rightarrow 1} = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \text{Pitch} \quad T_{1 \rightarrow 2} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \text{Roll} \quad T_{2 \rightarrow 3} = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \text{Yaw}$$

$$T_{0 \rightarrow 3} = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix}$$

De manera combinada se tiene:

$$T_{0 \rightarrow 3} = \begin{bmatrix} \cos\psi \cos\theta + \sin\psi \sin\theta \sin\phi & \sin\psi \cos\phi & -\cos\psi \sin\theta + \sin\psi \cos\theta \sin\phi \\ -\sin\psi \cos\theta + \cos\psi \sin\theta \sin\phi & \cos\psi \cos\phi & \sin\psi \sin\theta + \cos\psi \sin\theta \sin\phi \\ \sin\theta \cos\phi & -\sin\phi & \sin\theta \cos\phi \end{bmatrix}$$

Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de control de orientación (ADCS)

Medición de la ubicación a partir de un sistema de referencia externo.

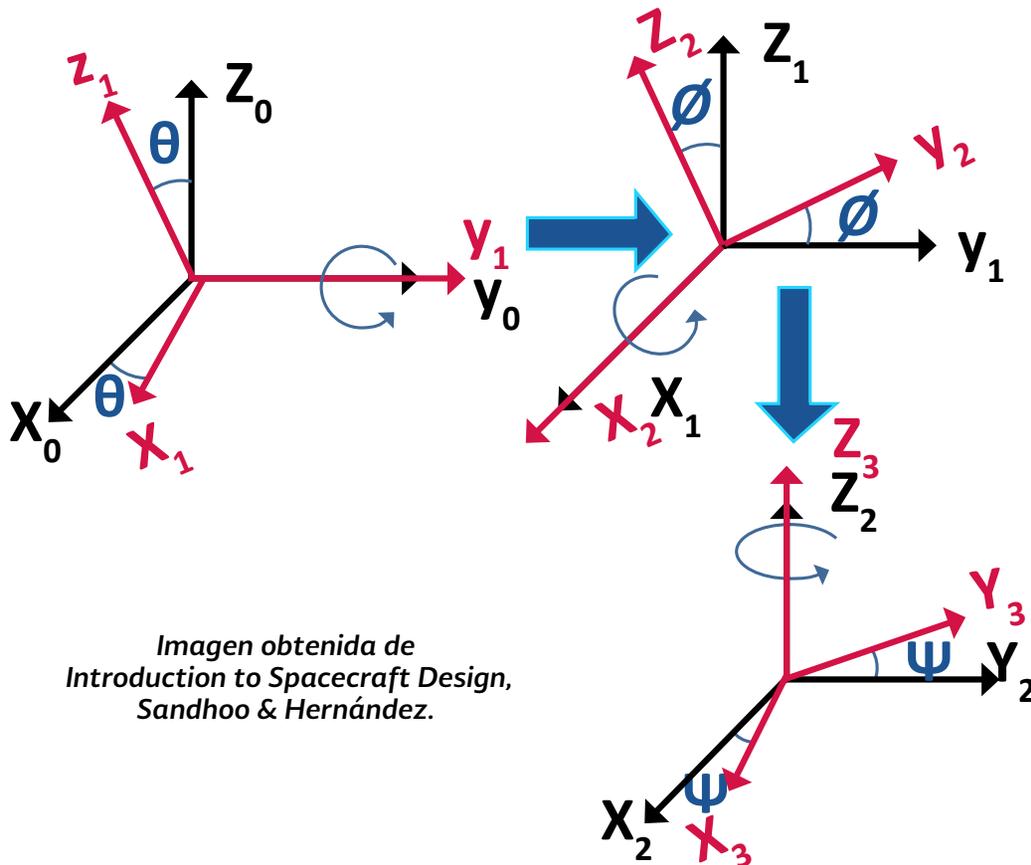
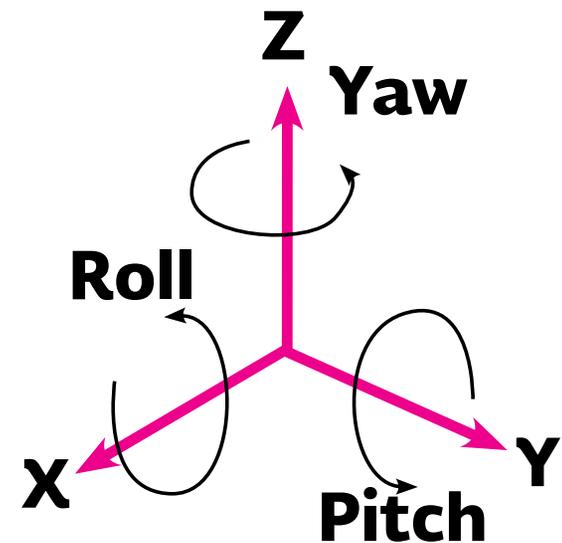


Imagen obtenida de
Introduction to Spacecraft Design,
Sandhuo & Hernández.

Las rotaciones anteriores
corresponden a las
mostradas en la figura:

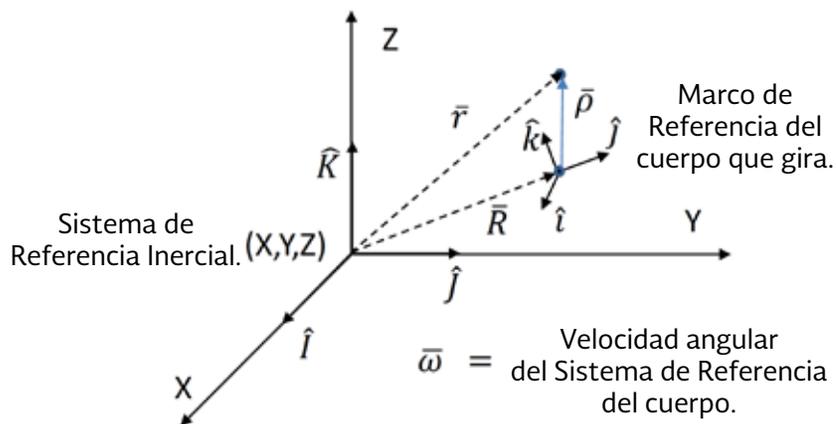


Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de control de orientación (ADCS)

Principales elementos de ADCS: Control de orientación.

Uso de cuaterniones para determinación de orientación.



$$Q = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix}$$

El cuaternión elimina la aparición de una singularidad al momento de realizar la determinación de orientación.

Es computacionalmente conveniente.

Torques requeridos para orientar la nave.

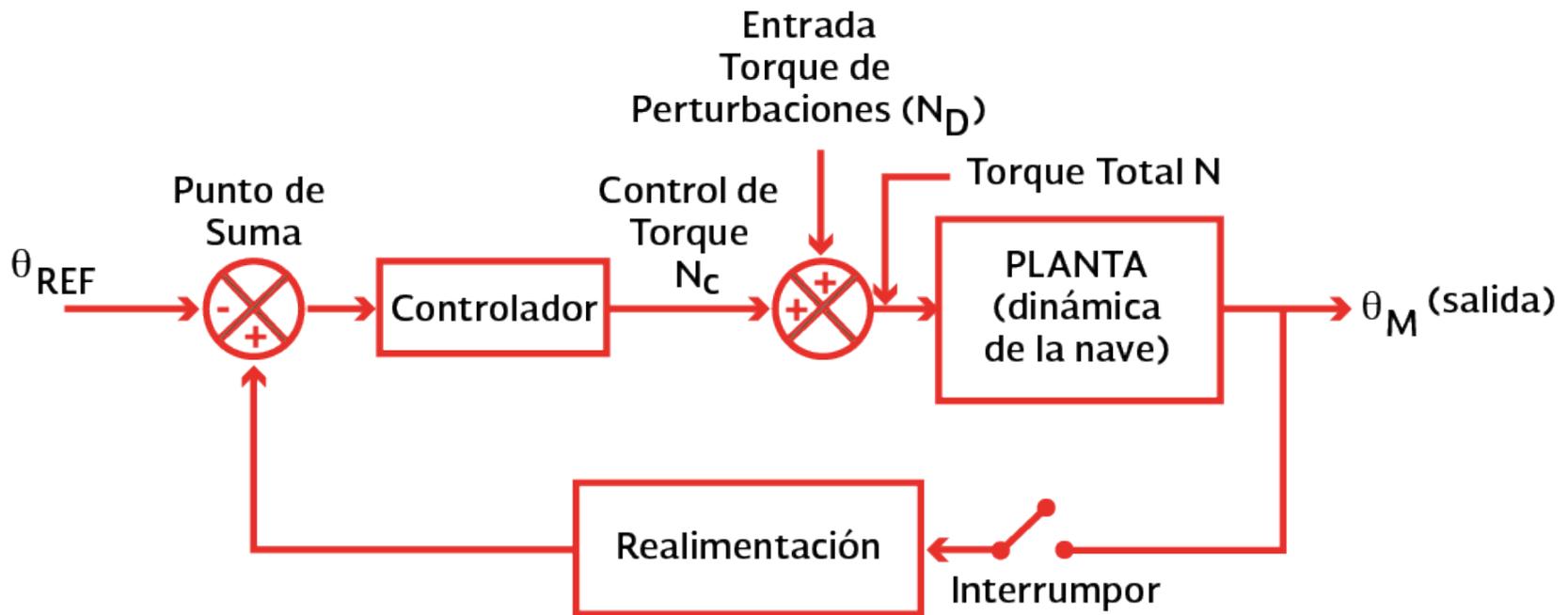
Uso de actuadores y algoritmo para control de orientación (controlador). Un ejemplo es el uso del filtro de Kalman.

Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de control de orientación (ADCS)

Control de orientación.

Se controla el apuntamiento (orientación) mediante un sistema de control de lazo cerrado, comparando la medición de la actitud (orientación) respecto de un valor establecido. La diferencia de estos valores (señal de error) se emplea para generar un torque correctivo T_c , utilizando actuadores a bordo.



Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de control de orientación (ADCS)

Control de orientación: actuadores.



Ruedas de reacción o inerciales (reaction wheel):

Uno puede crear torques en una nave espacial mediante el giro de ruedas de reacción (volantes en los motores). Para control de 3 ejes se utilizan 3 ruedas, sin embargo se tienen arreglos de 4 para permitir redundancia. Ante la presencia de torques externos, las ruedas se aceleran angularmente, de manera que se obtiene un torque que contraresta al torque de la nave, sin embargo, al alcanzar un nivel de saturación de entre 3000 – 6000 RPMs, las ruedas se detienen por seguridad y se debe realizar una desaturación o descarga del momento. Operan siempre en un determinado nivel para evitar fricción estática.



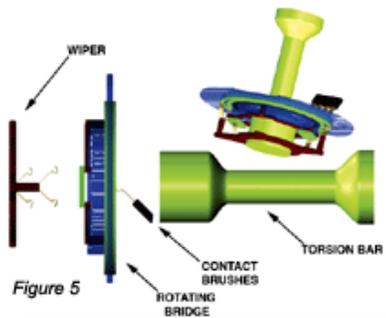
Generadores de torques magnéticos:

A menudo se utilizan para satélites de órbita terrestre baja (LEO). Útil para las maniobras de adquisición iniciales. Se utilizan comúnmente para la desaturación (“dumping”) en los sistemas de rueda de reacción o inerciales. Puede ser utilizado para el control de actitud también.

Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de control de orientación (ADCS)

Control de orientación: actuadores.

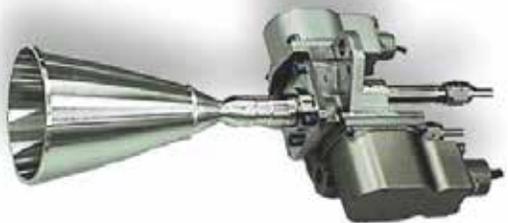


Barras de torsión y bobinas:

Consisten en barras de torsión con espirales helicoidales largas. Se utilizan para generar un campo magnético, el cual trata de alinearse con el campo magnético de la Tierra, creando de este modo un par en la nave espacial. También se puede utilizar para detectar la actitud, así como la ubicación orbital.

Propulsores (Thrusters):

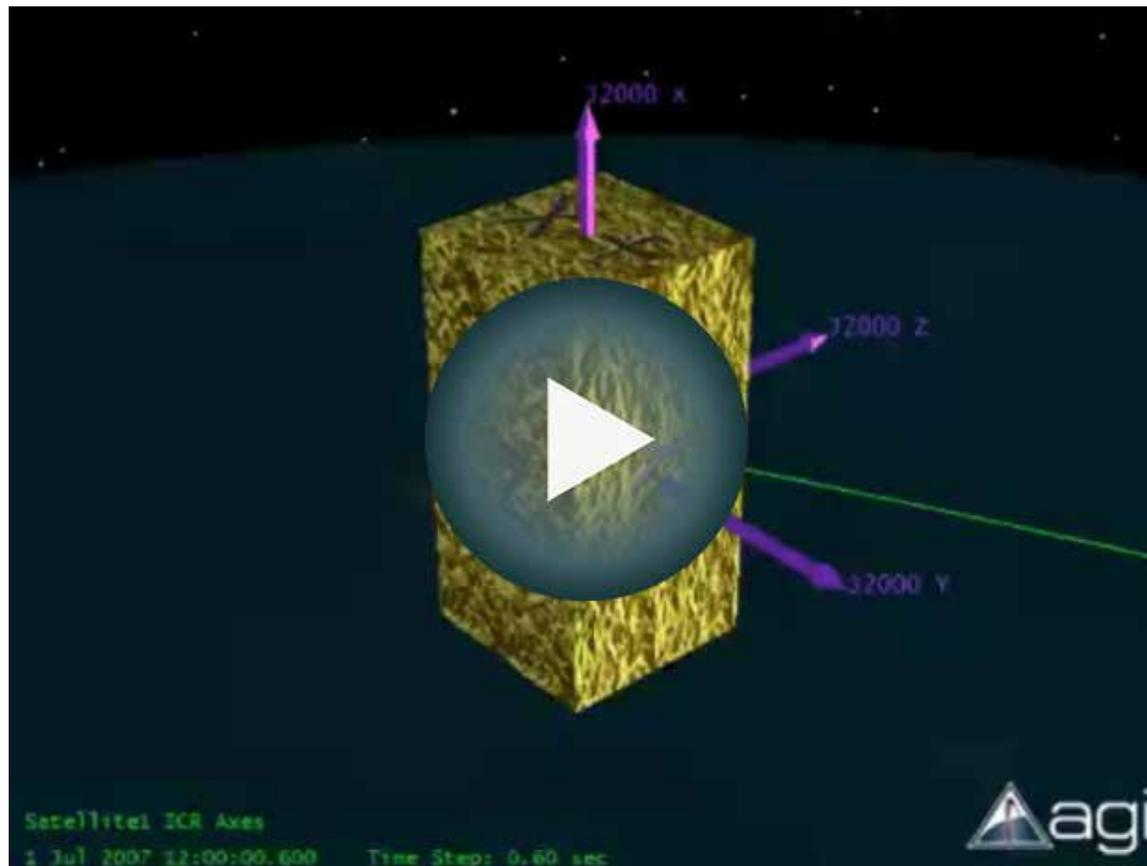
Proporcionan empuje que se puede utilizar para el control de actitud, pero a costa del consumo de combustible. Se debe calcular el combustible requerido para su uso mediante la “ecuación de cohetes”. Los avances en la micro-propulsión hacen que este enfoque sea más factible. Utilizan consumibles tales como gas frío (freón, N₂) o de hidrazina (N₂H₄). Son de operación del tipo ON / OFF; el control proporcional generalmente no es factible: modulación de ancho de pulso (PWM). Requieren de redundancia, lo que hace que el sistema sea más complejo y costoso. Son rápidos y potentes pero a menudo introducen acoplamiento en los torques. Puede ser utilizado para “descargar” momento angular acumulado en la nave espacial controlada mediante ruedas inerciales o de momento.



Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de control de orientación (ADCS)

Control de orientación: actuadores.



Simulación de control de orientación en una nave espacial utilizando control activo mediante “thrusters” o impulsores.

VER VIDEO 4

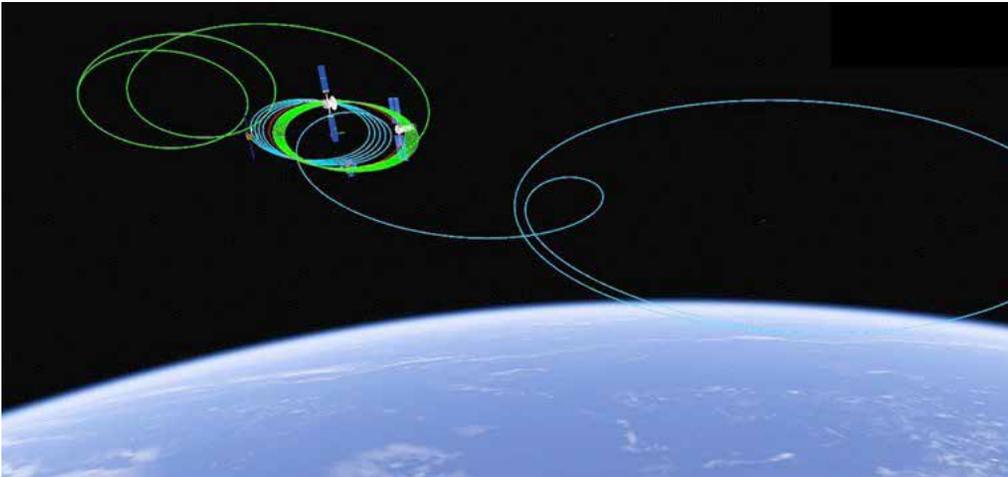
Ejemplo del uso de ruedas de reacción para cambiar el sentido de giro (orientación):

<http://demonstrations.wolfram.com/SpinningBicycleWheelOnChair/>

Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de control de orientación (ADCS)

Navegación y control de trayectoria (GNC: Guidance Navigation and Control)



El sistema GNC se encarga de implementar control sobre una trayectoria en función de la estimación de la ubicación para llegar a un destino seleccionado.

- 1. Determinación del lugar objetivo al que se quiere llegar.**
- 2. Estimación de la ubicación de la nave.**
- 3. Control de la trayectoria para lograr llegar al objetivo establecido.**

Funciones de GNC:

**Determinar la ubicación del vehículo.
Determinar la magnitud y dirección del vector velocidad.
Calcular las maniobras requeridas para alcanzar el objetivo.**

Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de control de orientación (ADCS)

Navegación y control de trayectoria (GNC: Guidance Navigation and Control)

Conceptos de GNC:

Comandos de Radio (tierra).

Rastreo terrestre: proporciona ángulos, rango y razón de cambio del rango.

Cálculo terrestre: proporciona posición, velocidad, dirección y corrección de maniobras.

Vehículo/nave: sensores en cambios en la nave.

Inercia (a bordo de la nave).

Determinación de orientación y dirección con:

Integración de mediciones de giroscopio.

Velocidad y posición por integración de acelerómetros.

Inercia estelar (a bordo).

Se determina con:

El brillo de estrellas y otros cuerpos se usa para actualizar posición y orientación.

Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de control de orientación (ADCS)

Navegación y control de trayectoria (GNC: Guidance Navigation and Control)

Ejemplos:

- Misiones de espacio profundo.
- Diseño de trayectorias a cuerpos celestes del sistema solar: Cassini-Huygens, Messenger, Rosseta.
- Misiones de reentrada/descenso planetario: Soyuz TMA, Curiosity.
- Trayectoria de vehículo sobre cuerpos celestes (robots en Marte).
- Acoplamiento en el espacio: ISS (estación espacial internacional).

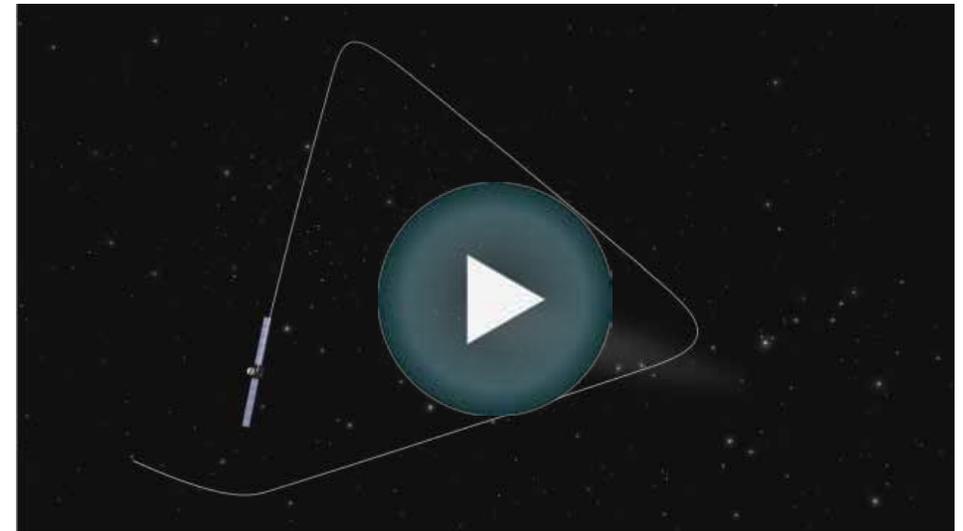
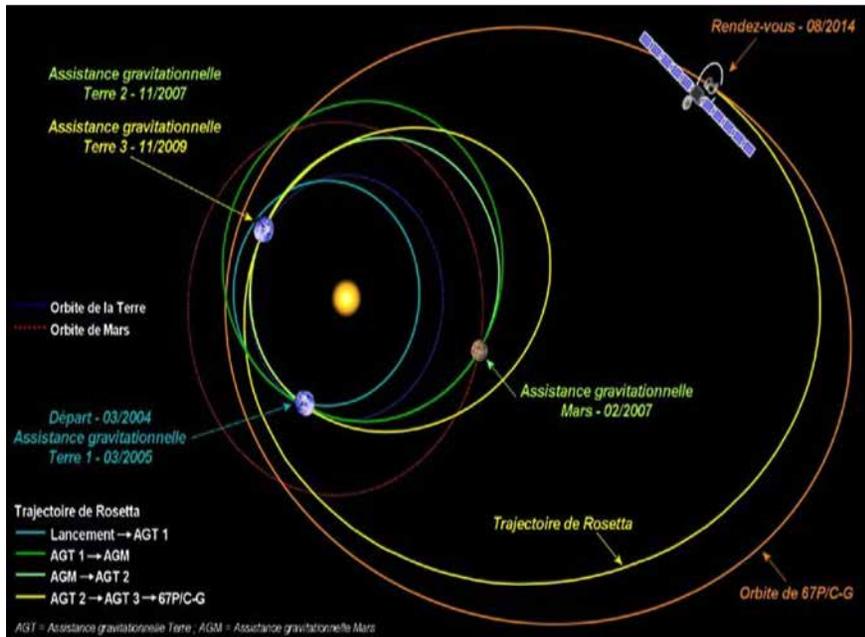
Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de control de orientación (ADCS)

Navegación y control de trayectoria (GNC: Guidance Navigation and Control)

67P/Churiumov-Guerasimenko

Misión Rosseta a cometa

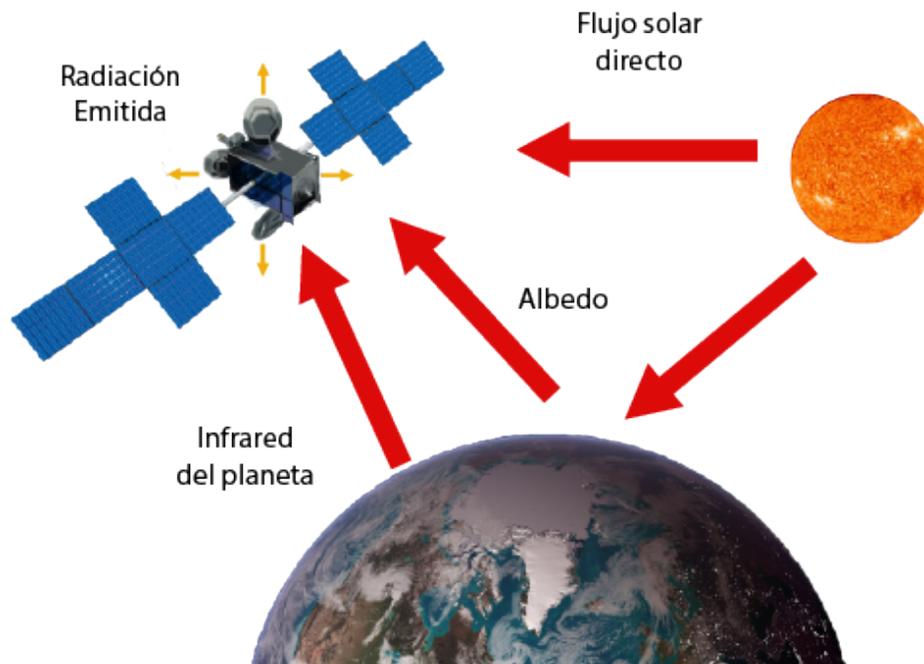


VER VIDEO 5

Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema térmico

El objetivo del subsistema de control térmico es mantener todos los componentes de la nave dentro de los límites apropiados para el desarrollo de la misión.



Condiciones de la misión:

- **Rango de condiciones ambientales.**
- **Modos de operación.**
- **Límites de operación y supervivencia.**
- **Gradiente térmico.**

Imagen tomada de: J. Meseguer, et al, p. 23.

Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema térmico

Rango de condiciones ambientales:

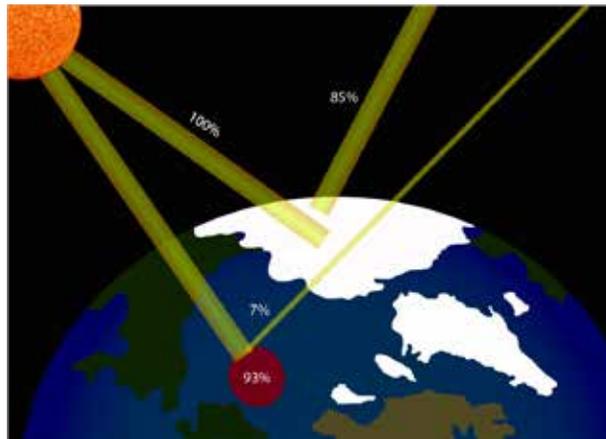
Radiación solar directa:
"radiación constante" con algunas variaciones respecto de la eclíptica.

Valores típicos de
1300 a 1400 W/m².



Albedo: fracción de luz solar incidente reflejada por un planeta o luna. Variables e incertidumbre para una estimación precisa (región del cuerpo celeste que refleja luz).

El albedo de la Tierra varía entre 20% a 30 %.



$$\text{Albedo} = A$$

$$A = \frac{\text{potencia total difusa}}{\text{potencia total incidente}}$$

$$A = 1 - \epsilon$$

$$\epsilon = \text{emisividad}$$

Arquitectura de Naves Espaciales

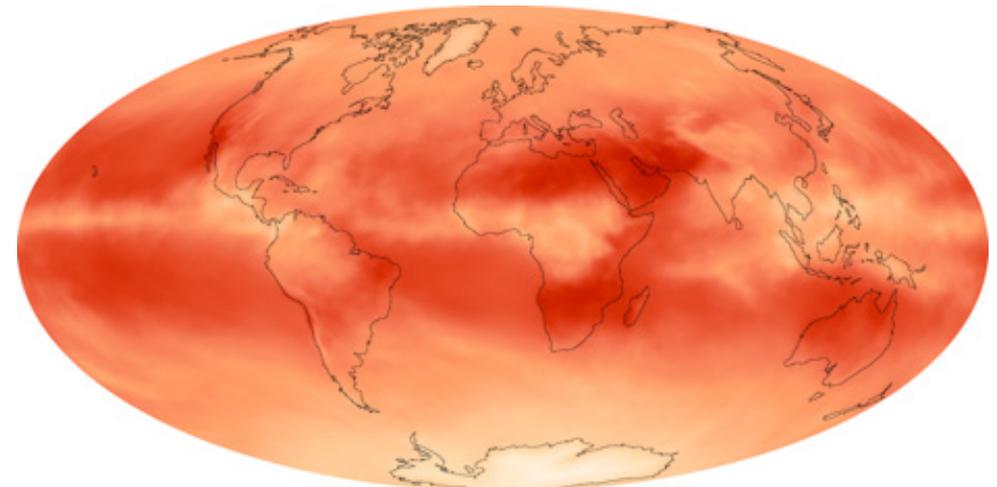
Bus: Subsistema térmico

Rango de condiciones ambientales:

Radiación infrarroja terrestre: radiación absorbida y re-emitada (radiación de cuerpo negro).

Depende de la región (los mayores valores se ubican en los trópicos y desiertos).

En LEO ~150 W/m², en GEO ~5 W/m².

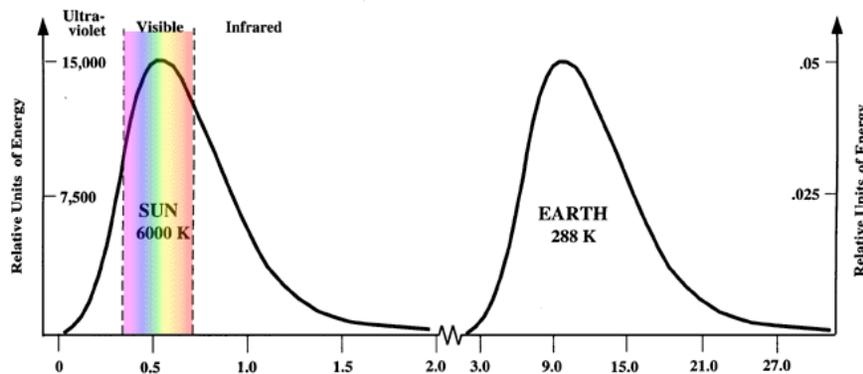


Outgoing Heat (W/m²)

85 350

Del total de energía que recibe la Tierra del Sol:

- 48% se absorbe en la superficie.
- 23% es absorbido en la atmósfera.
- 29% es reflejado.



Arquitectura de Naves Espaciales

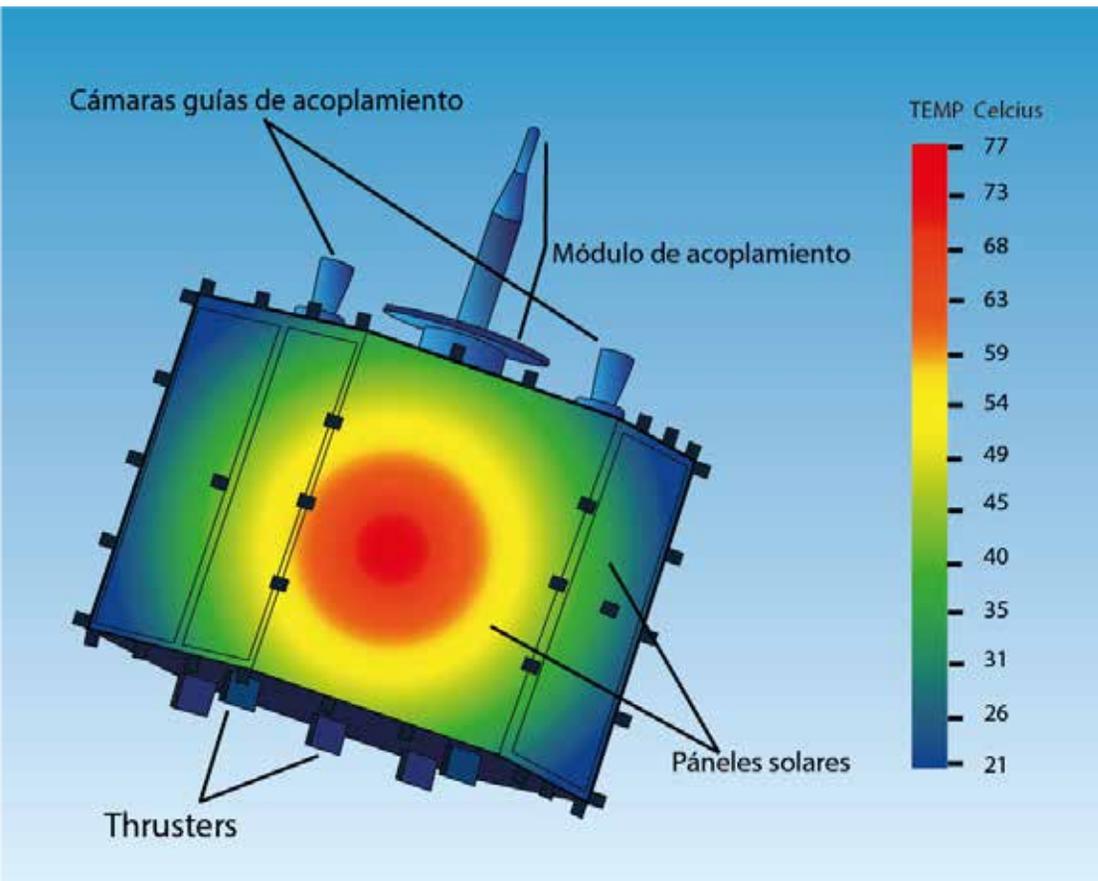
Bus: Subsistema térmico

Rango de condiciones ambientales:

Calor interno: generado por los componentes de la nave espacial.

La nave espacial o vehículo presenta un gradiente térmico que permite conocer la distribución de temperatura.

$$\nabla T = \left(\frac{\partial T}{\partial x}, \frac{\partial T}{\partial y}, \frac{\partial T}{\partial z} \right)$$



Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema térmico

El control térmico de una nave se realiza mediante 2 formas:

EJEMPLOS

Control pasivo:

consiste en aislar y disipar el calor de una nave mediante:

- Geometría de la nave.
- Aislantes.
- Escudos térmicos.
- Aletas radiadoras.
- Revestimientos.

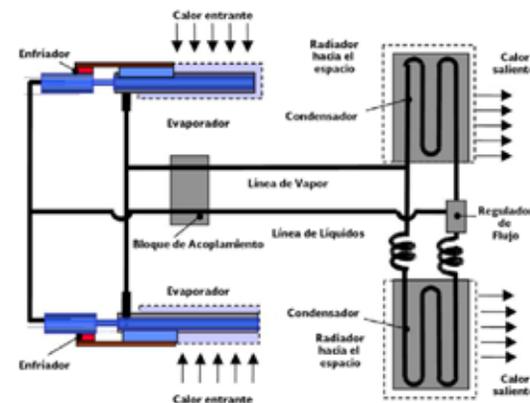


Sistema pasivo a partir de protector térmico (space blanket).

Control activo:

consiste en aislar y disipar el calor de una nave mediante:

- Calentadores.
- Sistemas criogénicos.
- Enfriadores.
- Refrigeración por efecto Peltier.
- Circuitos con tuberías para intercambio de calor (ciclos termodinámicos).



Sistema activo a partir de circuito con tuberías de intercambio de calor (heat pipes).

Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema térmico

En el espacio sólo dos mecanismos para intercambio de calor ocurren:

Conducción

$$Q = \kappa AVT \leftarrow \text{Ley de Fourier (conducción)}$$

$$q \equiv \kappa \nabla T \leftarrow (\text{potencia} / \text{unidad área})$$

De la primera ley de la termodinámica

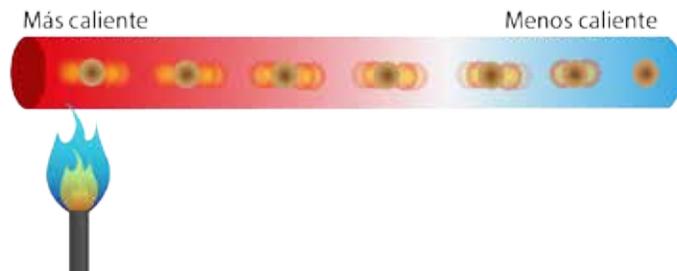
$$\nabla^2 T = \frac{\rho C}{\kappa} \frac{\partial T}{\partial t} - \frac{g_{\text{int}}}{\kappa}$$

ρ : densidad (kg/m^3).

C : calor específico ($\text{J}/\text{kg}\cdot\text{K}$).

g_{int} : fuente de energía interna (W/m^3).

k : conductividad térmica ($\text{W}/\text{m}\cdot\text{K}$).



Simulación de conducción de calor en un elemento metálico:
<http://demonstrations.wolfram.com/ExperimentOnHeatConduction/>

Radiación

Transporte de energía por ondas electromagnéticas (EM) en el rango de 0.2 a 200 μm .

EM se emiten (pérdida de energía) por cualquier cuerpo por encima de 0K según la ley de Stefan-Boltzman:

$$Q = \epsilon A \sigma T^4$$

La intensidad es inversamente proporcional a la distancia.

Q : Potencia (W ó energía/tiempo).

σ : constante de Stefan-Boltzman ($5.6696 \times 10^{-6} \text{ W}/\text{m}^2 \cdot \text{K}^4$).

ϵ : emisividad (para cuerpo negro $\epsilon = 1$).

A : superficie en m^2 .

T : Temperatura (en K)

Ver simulación de la ley de Stefan-Boltzman:
<http://demonstrations.wolfram.com/StefanBoltzmannLaw/>

Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de propulsión

Tiene la función de proveer a la nave de movimiento para desplazarse y realizar maniobras.

Consiste de los siguientes componentes:

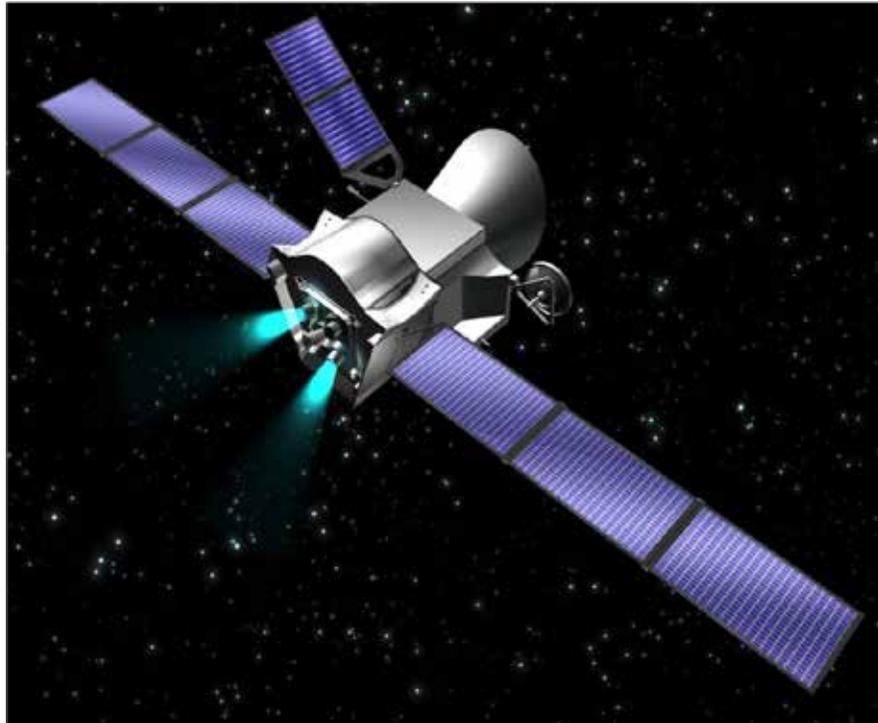
Propelente: combustible y oxidante que reaccionan para generar energía cinética.

Tanque de propelente: depósito donde se guarda el propelente.

Tuberías, válvulas y líneas de combustible: conductos y control del suministro de propelente.

Motores cohete (thrusters): dispositivos utilizados para generar empuje y torque.

Motor principal: dispositivo que desplaza a la nave a su objetivo.



Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de propulsión

Tiene la función de proveer a la nave de movimiento para desplazarse y realizar maniobras.

La función primaria del subsistema de propulsión es proporcionar impulso a la nave espacial. Empleando un propelente mas una fuente de energía, se crean gases de escape de alta velocidad lo que proporciona el empuje necesario para el despegue, puesta en órbita y realización de maniobras de reposicionamiento, control de orientación y proceso de deorbitación al final de la vida útil de la nave.

Se requiere de una fuerza para producir un cambio en la velocidad (**aceleración**) de la nave. Por otra parte, todos los sistemas de propulsión trabajan por intercambio de momento (**$F=ma$**).

Por ejemplo:

- veleros
- turbinas jet
- motores cohete.



Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de propulsión

Tiene la función de proveer a la nave de movimiento para desplazarse y realizar maniobras.

Dentro de los diferentes sistemas de propulsión espacial se encuentran los siguientes:

Termodinámicos (convierten la energía térmica y la presión de un gas a energía cinética).

- Gas (Freón, helio).
- Químicos (Sólido, líquido, híbrido).
- Nuclear.
- Termoeléctrico.

Electrodinámico,

electrostático, electromagnético.

- Iones/plasma que son acelerados a altas velocidades.

Exóticos:

- Vela Solar
- Cuerda

Motores cohete químicos.

Se tienen de 3 tipos: combustible líquido, combustible sólido y los híbridos.

- **Combustible sólido:** son simples, confiables y proporcionan un gran empuje, sin embargo tienen la desventaja de que no son controlables pues una vez iniciada la reacción, ésta no se detiene hasta que se agota todo el combustible. Entre los materiales utilizados como combustible se encuentran el aluminio y el perclorato de amonio/hule.
- **Combustible líquido:** proporcionan buen empuje a la vez que se tiene control del encendido. Por otra parte son sistemas más complejos y requieren el manejo de dos sustancias, el oxidante y el combustible. Ejemplo de estas sustancias son el hidrógeno, keroseno, hidracina, hidrógeno y oxígeno líquidos
- **Híbrido:** utilizan oxidante líquido y combustible sólido (hule, PE) un ejemplo de un sistema así es el retirado Space Shuttle o transbordador espacial.

Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de propulsión

La ecuación de los cohetes incorpora las bases para el estudio de sistemas de propulsión.



Empuje

$$F = \dot{m} V_e + (p_e - p_0) A_e$$

Incremento V

$$\Delta v = v_e \ln \left(\frac{m_i}{m_f} \right)$$

Impulso Específico I_{SP}

$$I_{SP} = \frac{F}{\dot{m} g} = \frac{V_e}{g}$$

Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de propulsión

Tipos de propelente.

Existen propelentes y tecnologías que permiten obtener diferentes rendimientos:

Gas frío:

Sencillo y de bajo costo pero con I_{SP} bajo. $I_{SP} = 70$ s.

Monopropelente:

Relativamente simple y de bajo costo con desempeño de $I_{SP} = 120$ s para H_2O_2 y de 180 – 200 s para N_2H_4 (hidracina).

Bipropelente:

Complejo y de mayor costo pero con alto desempeño.
 $ISP = 250 - 300$ s y en algunos casos hasta 400 s.

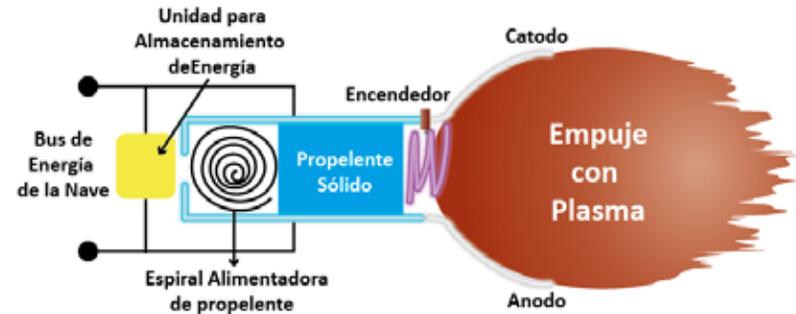
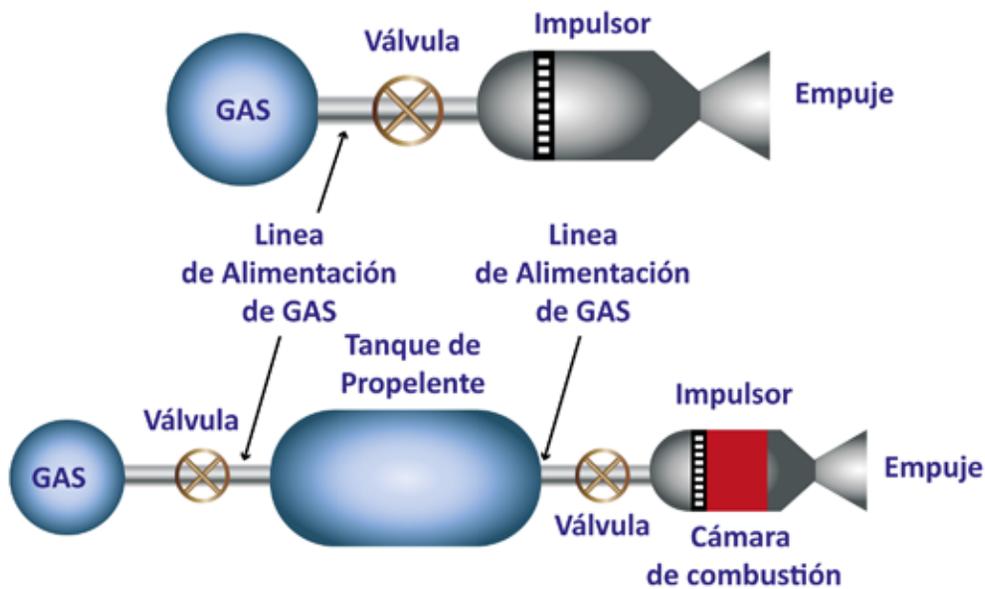
Plasma pulsado:

Simple y de costo modesto.
Alto desempeño con $I_{SP} = 1000 - 3000$ s

Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de propulsión

Disposiciones en tecnologías de sistemas de propulsión.



Ablación — Ionización — Aceleración



Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de propulsión

Desempeño de diferentes parámetros en motores cohete.

La medición de desempeño de un cohete se realiza mediante las ecuaciones de un cohete:

$$F = \dot{m}V_e + (p_e - p_a) A_e$$

$$V_e = C \frac{F}{\dot{m}} = I_{sp}g = C^*C_f \text{ (Exhaust Velocity)}$$

$$C^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}} \text{ (Characteristic Velocity)}$$

$$C_f = \sqrt{\frac{2K^2}{K-1} \left(\frac{2}{K+1}\right)^{\frac{K-1}{K+1}} \left[2 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{K-1}{K}}\right]} + \frac{p_e - p_a}{p_c} \left(\frac{A_e}{A_t}\right) \text{ (Thrust Coefficient)}$$

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g} \text{ (Specific Impulse)}$$

$$\Delta V = C \ln\left(\frac{m_i}{m_f}\right)$$

Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de propulsión

Desempeño de diferentes parámetros en motores cohete.

Donde cada término representa lo siguiente:

F es la fuerza de empuje.

\dot{m} es el flujo másico

ρ_e , V_e , A_e corresponden a la densidad del fluido a la salida de la tobera, velocidad de escape a la salida de la tobera y área de salida de la tobera;

p_a corresponde a la presión ambiente,

A_e es el área de salida de la tobera,

A_t es el área total de la garganta de la tobera,

g es la constante gravitacional, k es la relación de calor específico,

p_c es la presión en la cámara,

m_i es la masa al inicio del empuje,

m_f es la masa al término del empuje.

Arquitectura de Naves Espaciales

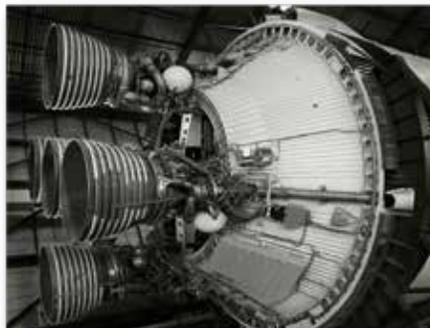
Bus: Subsistema de propulsión

Ejemplos de motores.

Motor Saturno V



Motor Saturno V



Ensamble de 4 motores



Motor del Space Shuttle



Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de propulsión

Ejemplos de motores.

Sistemas exóticos: velas solares.

Las velas solares captan empujes producidos por fuentes externas a la propia nave, de manera que ésta no necesita transportar consigo ni motor ni combustible, lo que aligera considerablemente la masa de la nave. Es posible alcanzar así mayores velocidades. Se tienen dos tipos de velas solares:

Velas a partir de fotones o fotónicas. Consisten en una gran superficie compuesta por una o varias láminas reflectantes muy ligeras, capaces de aprovechar la presión luminosa de la radiación solar para obtener un impulso. Además de los fotones de origen solar, las velas se pueden diseñar para aprovechar cualquier otro tipo de ondas electromagnéticas como las generadas por el hombre, tales como luz láser o microondas.

Velas de plasma. Consisten en grandes mallas o redes en las que se genera un campo eléctrico o magnético capaz de interceptar el viento solar (partículas cargadas) para obtener un impulso. En función del campo que generen, estas velas se denominan velas magnéticas o velas eléctricas.



Imagen de una vela solar en desarrollo.

Arquitectura de Naves Espaciales



Propulsion and Bus Integration. Integración del bus y propulsión.

VER VIDEO 6

Arquitectura de Naves Espaciales

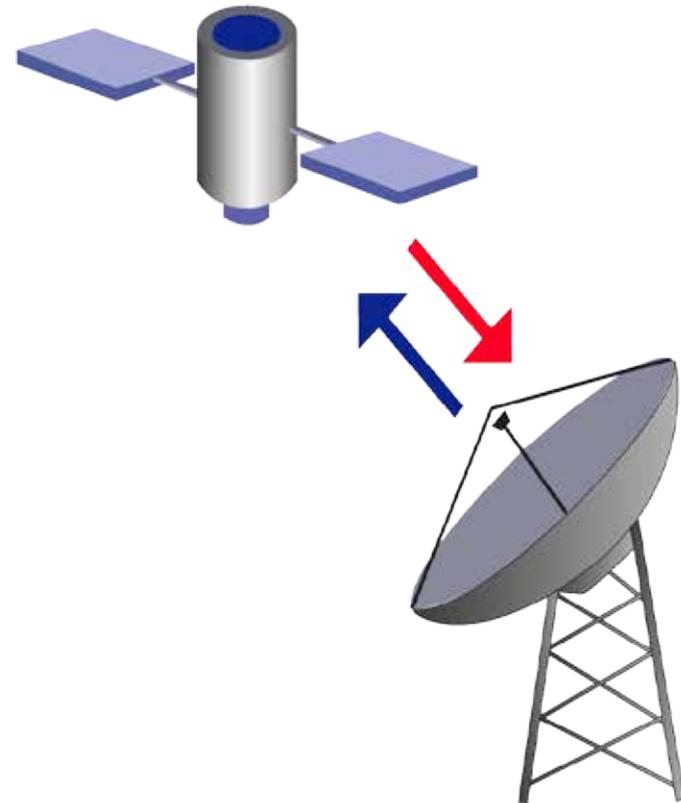
Bus: Subsistema de telemetría, comando y rango (TC&R)

Tiene el objetivo proporcionar una interfaz funcional entre la nave y el centro de control y operaciones en Tierra.

Se compone de:

- **Hardware para telemetría:** etapas de hardware para envío de telemetría como antenas, guías de onda, cable coaxial, amplificadores, corredores de frecuencia, interruptores (switches), multiplexores, circuitos lógicos, entre algunos otros.
- **Comando:** etapa que recibe e integra la información que se envía a la nave.
- **Rango:** etapa de hardware que recibe y envía señales desde y hacia tierra para determinar la posición, velocidad y dirección en que se desplaza una nave.

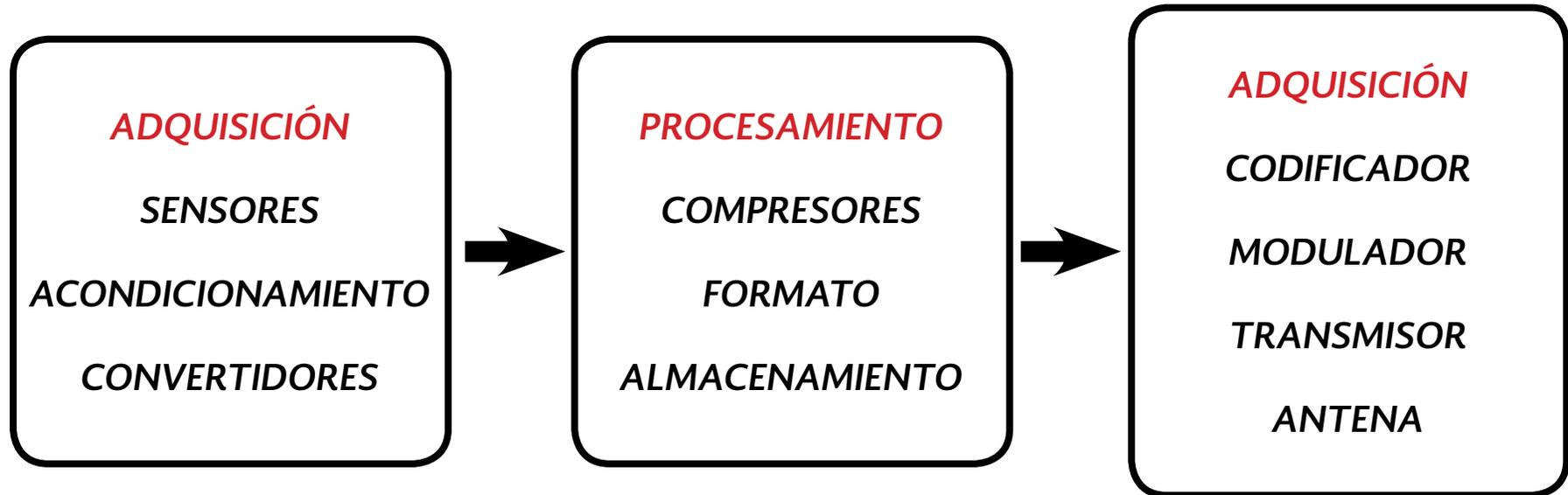
Telemetría: información que describe el estado y configuración de toda la nave.



Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de telemetría, comando y rango (TC&R)

Telemetría.

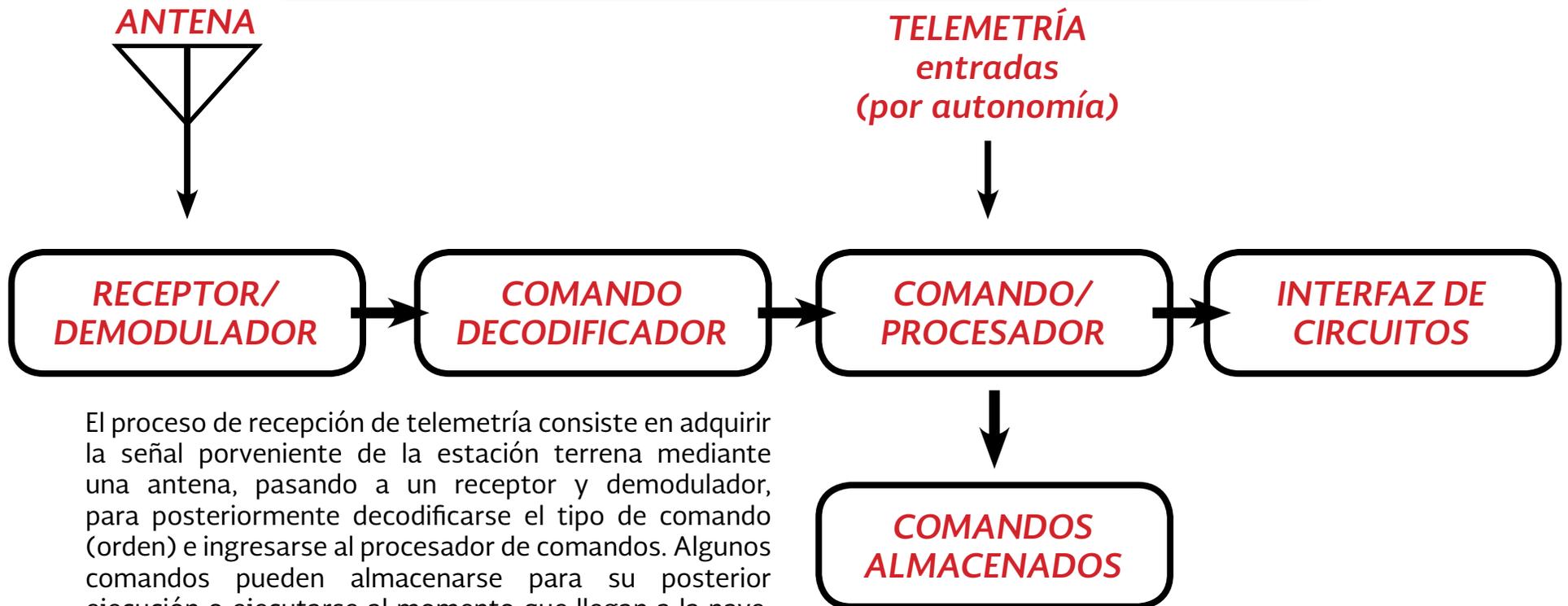


El proceso de envío de telemetría desde la nave espacial comienza con la adquisición de la información mediante sensores y el acondicionamiento de señales de los mismos, pasando posteriormente por una etapa de procesamiento donde se le da un formato adecuado, almacena y/o comprime, para finalmente ir a la etapa de transmisión, donde se codifica, modula y envía hacia la estación terrena.

Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de telemetría, comando y rango (TC&R)

Comando.



El proceso de recepción de telemetría consiste en adquirir la señal proveniente de la estación terrena mediante una antena, pasando a un receptor y demodulador, para posteriormente decodificarse el tipo de comando (orden) e ingresarse al procesador de comandos. Algunos comandos pueden almacenarse para su posterior ejecución o ejecutarse al momento que llegan a la nave. El circuito de interfaz es el encargado de llevar la señal de acción del comando a ejecutarse. Diversos circuitos de interfaz se localizan en los diferentes subsistemas de la nave para ejecutar comandos.

Arquitectura de Naves Espaciales

Análisis del enlace.

La estimación del enlace toma en cuenta parámetros para la comunicación entre la nave y la estación terrena como los siguientes:

- **Distancia:** caracterizada como pérdidas de espacio libre.
- **Lenguaje:** caracterizado por el método de modulación.
- **Velocidad:** definido como la razón de envío de datos.
- **Ambiente:** ruido.
- **Frecuencia de la portadora:** regulada y controlada a nivel nacional e internacional.

Debido a que en la actualidad se hace uso de sistemas de comunicación digitales, la principal figura de mérito para un enlace digital es:

E_b/N_o (“**eb-no**”): relación de la energía recibida por bit (E_b) con respecto a la relación de densidad del ruido (N_o).

La relación **E_b/N_o** puede encontrarse utilizando la ecuación de Friis que se muestra.

El análisis del enlace ayuda a determinar si hay suficiente energía en cada bit que se envía, de manera que el receptor puede distinguir la presencia de un “1” y un “0” entre el ruido de fondo.

$$\frac{E_b}{N_o} = \frac{P_t L_f G_t L_s L_a G_r}{k R T_s} = \frac{[EIRP] L_s L_a}{k R} \left(\frac{G_r}{T_s} \right)$$

Donde:

P_t : potencia de transmisión.

G_t : ganancia de la antena de transmisión.

L_f : pérdidas de espacio libre.

L_s : pérdidas atmosféricas.

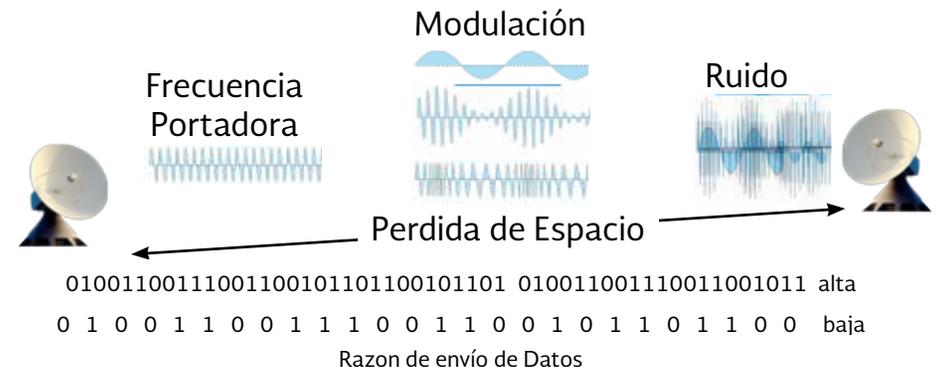
G_r : ganancia de la antena receptora.

k : constante de Boltzman.

T_s : temperatura de ruido del sistema de recepción.

R : razón de transmisión de datos.

$[EIRP] = P_t L_f G_t$: potencia isotrópica radiada efectiva, figura de mérito del transmisor y G_r/T_s : figura de mérito del receptor.



Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de estructura.

Proporciona el soporte, configuración y capacidad (masa y volumen) que se destina a la carga útil y la plataforma (bus). Debe dar cabida a todos los subsistemas.

El diseño de la estructura se rige por las siguientes necesidades:

- Requerimientos de la Misión.
- Carga útil/instrumentos (localidad, precisión de apuntamiento, temperatura, campo magnético, radiación y campo de visión).
- Ambiente de operación (distancia del Sol, atmósfera, radiación, condiciones térmicas, vibración y acústicas).
- Fuente de Energía.
- Vehículo lanzador (masa, dimensiones, energía acústica, seguridad).
- Requerimientos de comunicación (tamaño de la antena, precisión de apuntamiento, potencia de radiación).

Estructuras de grandes dimensiones como paneles solares y antenas, se despliegan en el espacio.

Arquitectura de Naves Espaciales

Vibraciones

Un aspecto importante a considerar cuando se diseña una estructura para una nave espacial son las condiciones de vibración y propiedades de los materiales.

Debido a las cargas dinámicas, puede presentarse lo siguiente:

- Fatiga producida por cargas que se presentan de manera periódica y producen fallas (difíciles de predecir).
- Resonancia.

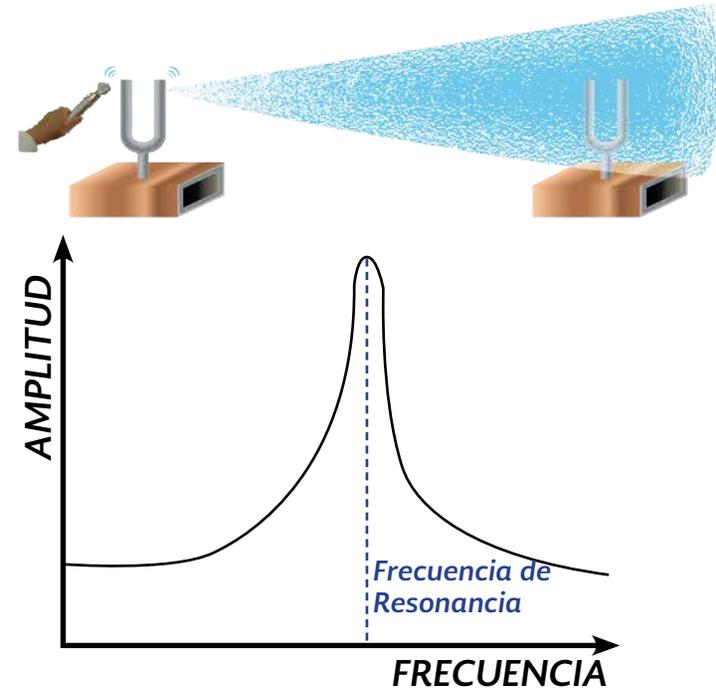
Resonancia

Cada estructura tiene un número infinito de frecuencias de vibración pero sólo una frecuencia natural (también denominada primer modo de vibración). La resonancia es la tendencia de un objeto a vibrar con amplitud que se incrementa debido a una fuerza periódica que se aplica y que tiene la misma frecuencia que la frecuencia natural del objeto en cuestión.

Para estimar la frecuencia natural de una estructura podemos asumir que ésta se comporta como un resorte gigante (buena aproximación para la mayoría de las estructuras). La frecuencia depende de la masa del resorte (m) y de la constante del resorte (k) o rigidez, la cual es la fuerza que se requiere para comprimir una estructura por una cierta cantidad.

$$f_{natural} \approx \sqrt{\frac{k}{m}}$$

Resonancia:
Envío de ondas que provoca vibración en otro cuerpo



Arquitectura de Naves Espaciales

Vibraciones

El diseño de estructuras requiere de un balance entre los requisitos de configuración mecánica (masa, volumen, forma) que imponen los subsistemas de la plataforma y la carga útil, y los impuestos por el vehículo lanzador.

Algunos de los requisitos que se deben considerar durante el diseño son:

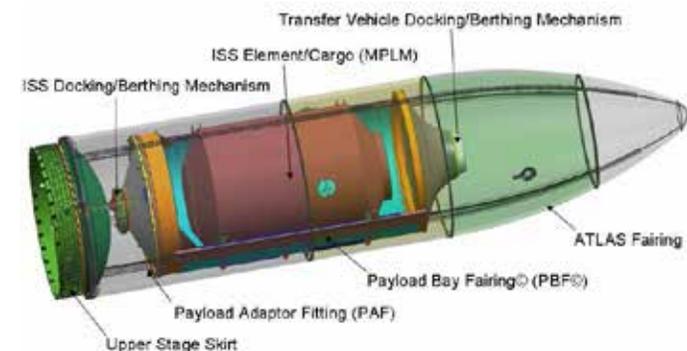
- Resistencia: mínima necesaria para garantizar que la estructura no se rompa.
- Rigidez: para evitar la resonancia con los modos de vibración del vehículo de lanzamiento.
- Estabilidad: mínima necesaria para garantizar que la estructura no se deforma de manera permanente después de ser sujeta a cargas.
- Propiedades de masa: masa, volumen, centro de masa y momentos de inercia.
- Interfaces mecánicas: lo que se necesita sujetar, dónde y cómo.

El ambiente del vehículo lanzador suele ser el mayor requisito para la parte mecánica:

- Aceleración que experimenta el vehículo lanzador (fuerzas “g”), impactos, ruido y vibraciones que combinadas pueden producir una carga cuasi-estática que la estructura debe resistir.
- Toda la estructura se debe diseñar para encajar dentro de la cofia del vehículo lanzador.



Confía con diferentes configuraciones de cargas útiles del lanzador Ariane V (arriba) y del lanzador Atlas V (abajo).



Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de estructura.

Se tienen 3 tipos básicos de estructuras



- **Plataforma con marco de doble cara**, como la utilizada en las naves Mariner, Viking y Voyager. Presenta ventajas como poseer una estructura muy sólida y de buen contacto térmico. Por otra parte, tiene desventajas como el utilizar empaquetados y cableado de los sistemas electrónicos muy específicos.



- **Estructura de estante**, que permite el montaje de los sistemas electrónicos con mejor facilidad, permite utilizar las clásicas cajas negras, aunque dificultan la transferencia de calor y volumétricamente son menos eficientes. Un ejemplo de esta estructura es el satélite HS-376 de Boeing que fue el modelo de los satélites Morelos.



- **Estructura de marco**, que incorpora paneles grades montados en el marco, donde se sujetan los diferentes componentes del bus y el payload. Permiten montajes fáciles con buena transferencia de calor, utilizando componentes de tipo “caja negra”.

Arquitectura de Naves Espaciales

Bus: Subsistema de estructura.

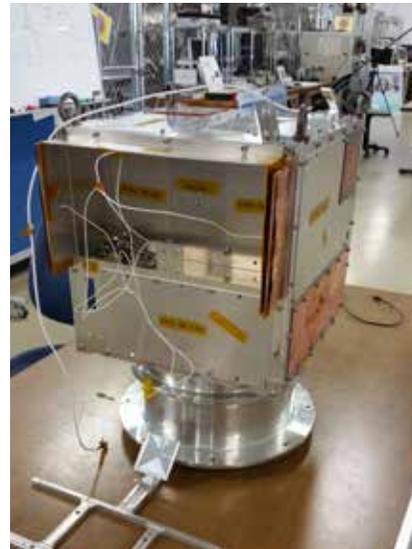
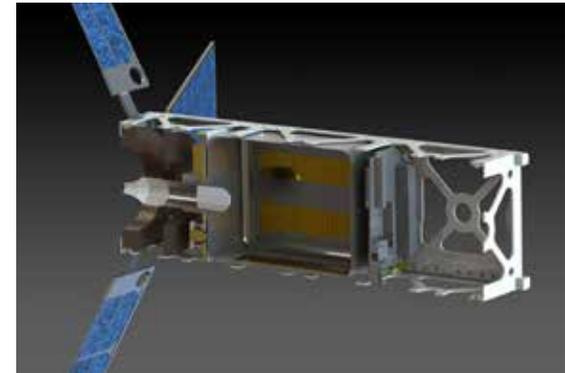
En el campo de satélites pequeños se tiene una gran variedad de estructuras. Algunas de ellas se han convertido con el tiempo en estándares:

Nanosatélites (cubesats): son las estructuras más difundidas actualmente conforme al estándar de un cubo de 10x10x10 cm.

En el caso de microsátélites se tienen estructuras de forma cúbica, donde se incorporan todos los subsistemas y elementos de la nave.



Estructura básica de un cubesat de una unidad (1U) a la izquierda y de un cubesat de 3 unidades en la parte baja (3U).



“Estructuras de microsátélites de forma cúbica. La imagen de la izquierda corresponde a un microsátélite de 50 cm de lado”.

Arquitectura de Naves Espaciales

CARGA ÚTIL (payload).

Se trata del principal subsistema encargado de desarrollar la misión y cumplir con el objetivo.



La carga útil determina la dimensión y desarrollo de todos los demás subsistemas (bus).

Dependiendo de la naturaleza del vuelo se tienen:

- *Tripulación.*
- *Comunicaciones.*
- *Instrumentos y experimentos científicos.*
- *Sistemas de percepción remota.*
- *Navegación.*

Arquitectura de Naves Espaciales

CARGA ÚTIL (payload).

Se trata del principal subsistema encargado de desarrollar la misión y cumplir con el objetivo.

Misión especial: el propósito de colocar un equipo y/o personal (carga útil) para llevar a cabo actividades que no pueden realizarse en Tierra o se tiene un interés por realizarlas en el espacio.

Carga útil: el diseño del equipo que llevará a cabo el objetivo de la misión está influenciado fuertemente por la misión específica misma, el tiempo de vida de ésta, así como las condiciones del vehículo de lanzamiento y el ambiente del espacio o lugar donde operará el sistema.



Arquitectura de Naves Espaciales

CARGA ÚTIL (payload).

La carga útil determina el dimensionado y desarrollo de todos los demás subsistemas (bus).

Se deben tomar en cuenta diferentes aspectos de la misión como:

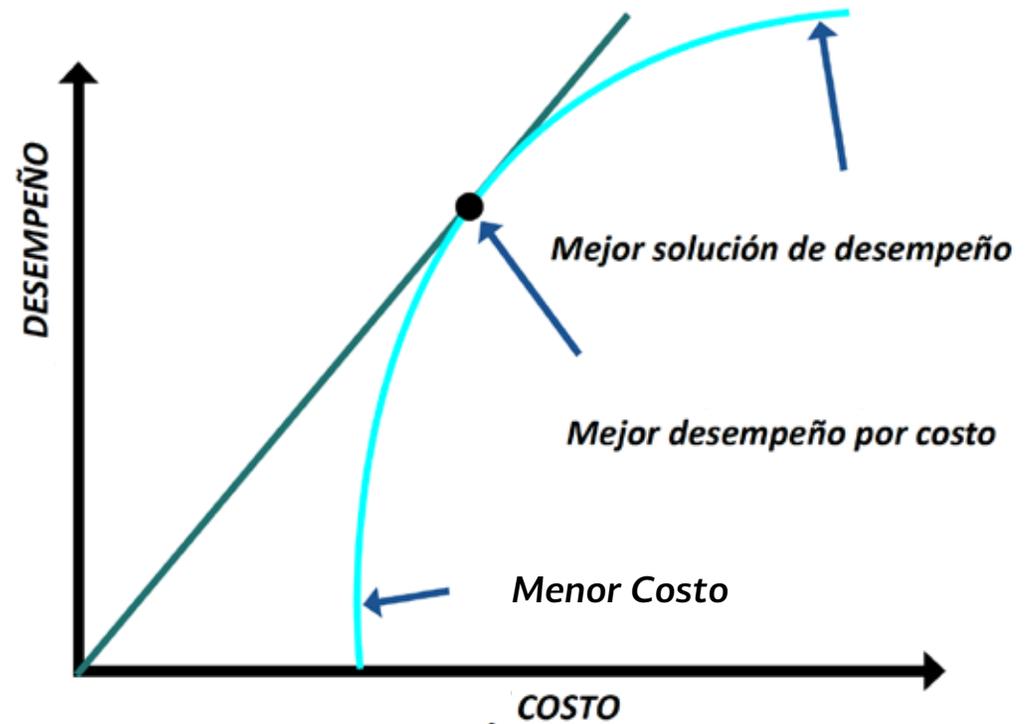
- **PROCESO SISTEMÁTICO**
- **SELECCIÓN DE LA CARGA PARA CUMPLIR LOS OBJETIVOS DE LA MISIÓN**
- **ESTUDIOS DE VIABILIDAD**
- **DESARROLLAR EL CONCEPTO DE LAS OPERACIONES DE LA CARGA ÚTIL**
- **DETERMINAR LA CAPACIDAD REQUERIDA**
- **IDENTIFICAR CARGAS ÚTILES EXISTENTES COMO POSIBLES CANDIDATOS**
- **DETERMINAR LAS CARACTERÍSTICAS DE CARGA CANDIDATO**
- **EVALUAR CANDIDATOS Y SELECCIONAR UNA LÍNEA BASE**
- **EVALUAR EL COSTO DEL CICLO DE VIDA Y OPERABILIDAD**
- **DOCUMENTAR E ITERAR**

Arquitectura de Naves Espaciales

DISEÑO DE LA CARGA ÚTIL (payload).



ATV de la Agencia Espacial Europea (ESA)



Arquitectura de Naves Espaciales

CONSIDERACIONES DE DISEÑO DE LA CARGA ÚTIL.

La carga útil representa la parte más importante del diseño de una nave espaciales. Se debe dar cabida a la carga útil en todas sus características:

La Órbita.

Afecta al subsistema de propulsión, control de orientación, diseño térmico. y el subsistema de energía eléctrica.

Entorno Espacial.

La radiación limita las partes y la duración de la misión.

Vehículo de Lanzamiento.

Es posible que se necesite de varias etapas y que se lleve más de una carga útil (determinar la carga útil primaria y la secundaria).

Limitación en las dimensiones de la nave espacial en modo plegada (al momento de ir en el vehículo lanzador).

Determina el entorno dinámico que la nave debe soportar para llegar a la órbita deseada.

Interfaz del sistema de tierra.

¿Cuántas personas se necesitan para operar la misión una vez en el espacio?

¿Qué tan autónomas se requieren las operaciones (procesos/procedimientos autónomos)?

Enlaces de subida y bajada (comunicación bidireccional entre la nave espacial y la estación terrena).

Configuración de la nave espacial

(asignaciones de desempeño a los subsistemas de la nave).

Satélites o naves espaciales no tripuladas consisten de 3 cosas principalmente:

- La carga útil.
- La plataforma de la carga útil.
- El adaptador del bus.

Arquitectura de Naves Espaciales

CONSIDERACIONES DE DISEÑO DE LA CARGA ÚTIL.

Los requisitos de mayor nivel de la misión se derivan del concepto de la misma y de la carga útil:

- Apuntamiento y control.
- Control térmico.
- Cantidad de potencia (energía) que se requiere.
- Ciclo de trabajo (tiempo de operación respecto del tiempo sin operar).

La nave espacial y todos sus subsistemas se dimensiona para cumplir con éstos requisitos.

Algunas funciones que la nave espacial debe realizar y cumplir son:

- Posicionarse en una posición orbital y mantenerse ahí => requisitos para el sistema de propulsión a bordo.
- Mantener a la carga útil funcionando => requisitos para el sistema de potencia (alimentación).
- Apuntar la nave a la dirección que debe apuntar => requisitos para el sistema de control de orientación.
- Mantener la nave a determinada temperatura => requisitos para el sistema de control térmico.
- Proporcionar un medio para recibir comandos y permitir revisar su estado operativo (estado de “salud”) => requisitos para el sistema de telemetría y comando.
- Proporcionar almacenamiento de información (datos) => requisitos para el sistema de manejo de datos y almacenamiento.
- De requerirse, se debe proporcionar una manera de desorbitar o mover la nave a un lugar a dónde no represente riesgos para otras naves o misiones al final de su vida útil. => requisitos para el sistema de propulsión.

Arquitectura de Naves Espaciales

CONSIDERACIONES DE DISEÑO DE LA CARGA ÚTIL.

Como se mencionó anteriormente, el proceso es muy iterativo y se debe pasar a través del mismo múltiples veces. A continuación se presenta un ejemplo de consideraciones principales que suelen realizarse al momento de diseñar los diferentes subsistemas de una nave espacial o satélite.

Se debe pensar diferente sobre como tratar la carga útil ya que representa la misión principal. ¿Se debe tratar como subsistema? => depende de la misión.

Subsistemas primarios

Carga útil: misión primaria.

Subsistema de propulsión: Dimensionado de parámetros para el subsistema: impulso total y número de impulsos, orientación y nivel de empuje de los impulsores.

Subsistema de determinación y control de orientación (ADCS, ACS, PCS): El dimensionado depende del número de ejes a ser controlados, la precisión del control y la velocidad de respuesta, requisitos de maniobras y los disturbios ambientales.

Subsistema de comunicación (RF, TTC): Dimensionado del volumen de datos, razón de errores permitida, longitud del camino de comunicación y frecuencias de RF a utilizar.

Subsistema de comando y manejo de datos (C&DH, CT&DH): Dimensionado basado en la razón del volumen de datos,

especificaciones de la carga útil (se puede especificar que la carga útil tenga su propio subsistema de comando y manejo de datos o que el que incorpora la plataforma se encargue de esta función).

Subsistema de potencia (energía): Dimensionado basado en las necesidades de potencia, dimensionado del arreglo de paneles fotovoltaicos, baterías, niveles de voltaje, comandos por niveles de voltaje, etc.

Subsistema térmico: Dimensionado basado en la cantidad de calor a disipar y las temperaturas necesarias para los diferentes componentes para operar.

Subsistema de estructura: El dimensionado incluye el tamaño de todos los subsistemas (dimensiones) que requieren ser acomodados, la carga y ambiente de radiación deberán cumplir con las características de la misión en órbita. Así mismo debe cumplir con los requisitos para soportar las condiciones de vibración, impacto y dimensiones de la cofia del vehículo lanzador.

Se debe comenzar con desarrollar los requisitos y restricciones del diseño base (listado del ejemplo anterior).

Arquitectura de Naves Espaciales

REFERENCIAS

- *Wilfried Ley, Klaus Wittman, Willi Hallmann. Handbook of space technology. John Wiley and Sons, 2009.*
- *Dentro de la nave Shenzhou. Obtenido de <http://www.geocities.ws/chenlan64/story-8.htm>, consultado al 21 de abril de 2015.*
- *Japan firm marks one small step for solar energy in space. Obtenido de: <http://phys.org/news/2015-03-japan-firm-small-solar-energy.html>, consultado al 22 de abril de 2015.*
- *Spacecraft solar Panel Deployment Analysis. Obtenido de <https://www.youtube.com/watch?v=UxaA5VlchZI>, consultado al 22 de abril de 2105.*
- *Why do measurements of gravitational constant vary so much?. Tomado de <http://phys.org/news/2015-04-gravitational-constant-vary.html>, consultado al 22 de abril de 2015.*
- *Fundamentals of Spacraft Attitude Determination and Control. F. Landis Markley, John L. Crassidis, Springer 2014.*
- *Spacecraft Attitude Determination and Control. James R. Wertz, Kluwer Academic Publishers, 1978.*
- *Spacecraft Thermal Control, J. Meseguer, I. Pérez-Grande, A. Sanz-Andrés, Woodhead Publishing, 2012.*
- *Sitio de observación terrestre de la NASA: <http://earthobservatory.nasa.gov/Features/EnergyBalance/page4.php>, consultado al 6 de mayo de 2015.*
- *Physical Principles of Remote Sensing, W. G. Rees. Cambridge University Press, Third Edition, 2012.*
- *Sitio de Wolfram Reserach: <http://scienceworld.wolfram.com/physics/Albedo.html>, consultado al 10 de mayo de 2015.*