

The background of the slide features a light gray illustration of the Earth, showing the continents of North and South America. Several satellites are depicted in orbit around the planet. One satellite is prominently shown at the top, with its solar panels and antenna arrays extended. Other smaller satellite components are visible at the bottom and sides, creating a sense of a global network.

INTRODUCCIÓN A LOS SISTEMAS ESPACIALES

Instancia Regional - OATec 2026

Clasificación de Naves Espaciales

Las naves espaciales robóticas se diseñan y construyen para funcionar en entornos hostiles específicos. Según la NASA, se pueden clasificar en ocho categorías según la misión que realizan. Para la OATEC, nos enfocamos en las cuatro arquitecturas más relevantes:



Orbitador (Orbiter)

Viaja hasta un cuerpo celeste y entra en órbita a su alrededor. Debe llevar propulsión suficiente para desacelerar e insertarse en órbita.

Ejemplos: Galileo (Júpiter), Cassini (Saturno), Mars Odyssey.



Nave de Sobrevuelo (Flyby)

Sigue una trayectoria continua sin ser capturada por ningún cuerpo. Pasa cerca del objetivo tomando datos y continúa su camino.

Ejemplos: Voyager 1 y 2, New Horizons (Plutón).



Sonda Atmosférica / Globo

Diseñada para descender en atmósferas gaseosas y recolectar datos de composición, temperatura y presión. Puede ser una sonda con paracaídas o un globo. Ejemplos: Sonda Huygens (Titán), sonda Galileo (Júpiter).



Aterrizador / Rover (Lander / Rover)

Diseñado para llegar a la superficie sólida de un cuerpo y sobrevivir el tiempo suficiente para enviar datos. Los rovers además se desplazan sobre la superficie. Ejemplos: Mars Pathfinder, Curiosity, Perseverance.



Las naves tripuladas (como la ISS o las cápsulas Artemis) no se incluyen en esta clasificación, ya que la NASA las trata como una categoría separada.

SISTEMAS ESPACIALES

1. Misión y carga útil

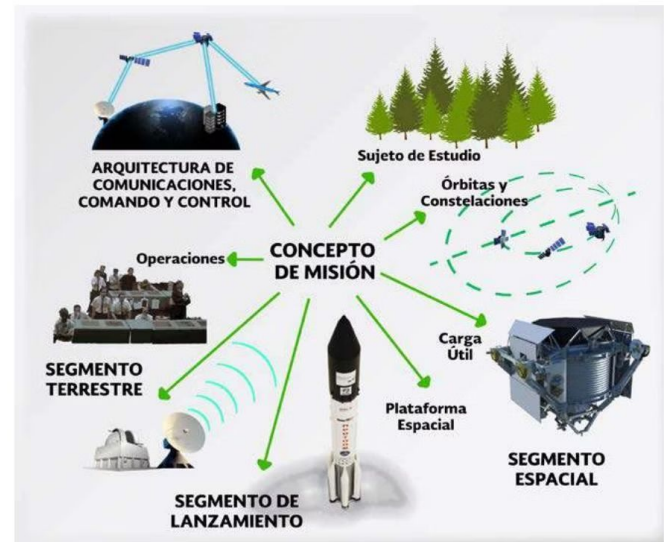
2. Elementos de un satélite o nave espacial:

2.1 Bus

- 2.1.1. Subsistema de energía.
- 2.1.2. Comando y manejo de datos (C&DH).
- 2.1.3. Subsistema de control de orientación (ADCS).
- 2.1.4. Propulsión.
- 2.1.5. Control térmico (TCS).
- 2.1.6. Estructura.
- 2.1.7. Sub. de telemetría, comando y rango (TC&R).

2.2 Carga útil (PL)

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



Misión y Carga Útil

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.

Algunos tipos de misión son los siguientes: Comunicaciones, Observación de la Tierra, Navegación, Astronomía, Física Espacial, Militar, Prueba de tecnología, entre otras.



Elementos de un Satélite o Nave Espacial

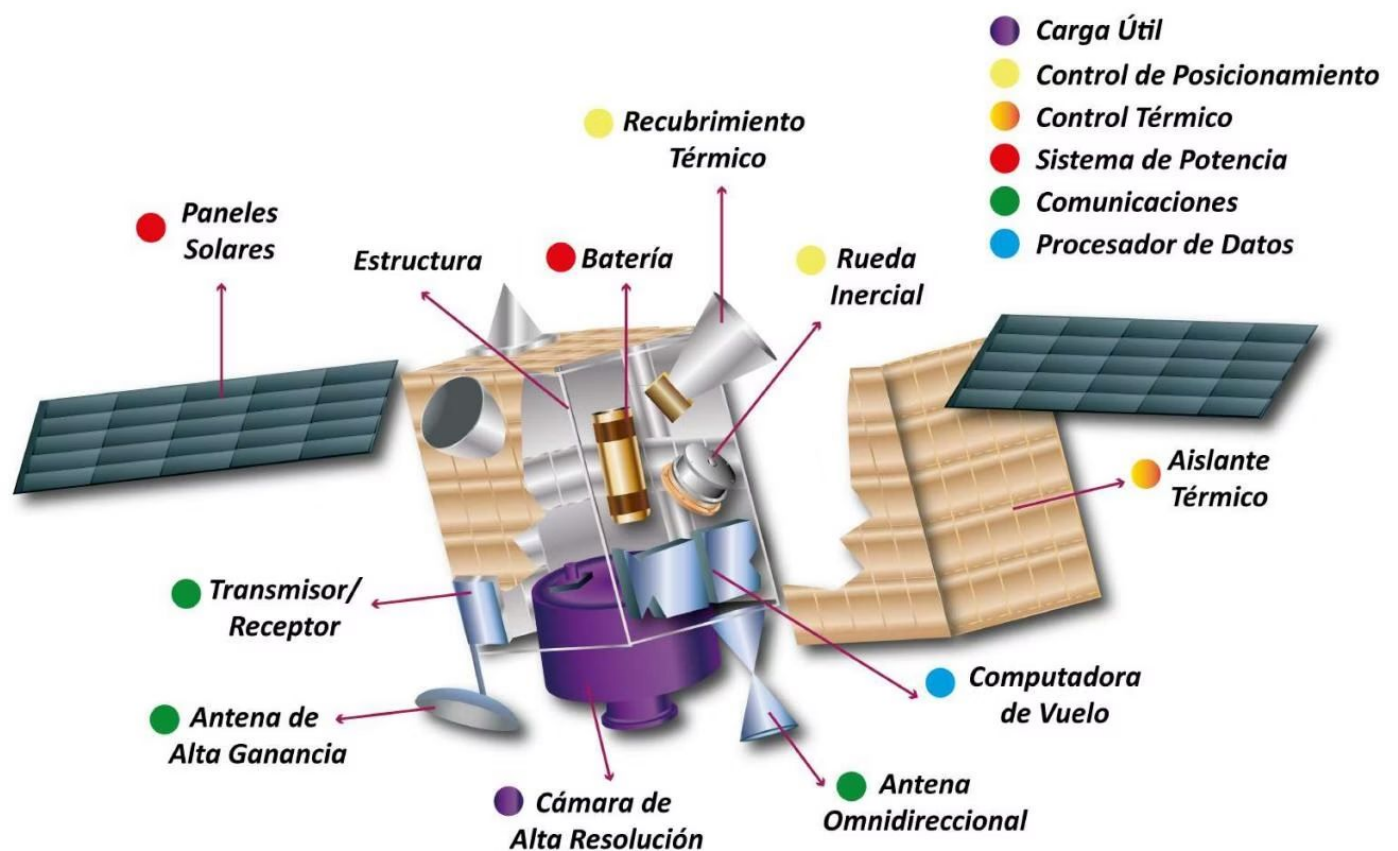
Los componentes típicos de cualquier nave espacial consisten en la denominada *Plataforma o "Bus"* y la *carga útil o "Payload"*.

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.

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.



Los subsistemas que conforman el Bus de una nave espacial son los siguientes:

Subsistema de energía	Comando y manejo de datos (C&DH)	Control de orientación (ADCS)
Propulsión	Control térmico (TCS)	Estructura
Telemetría, comando y rango (TC&R)		

Subsistema de Energía

Se encarga de proporcionar energía a la nave espacial y a todos los subsistemas para que éstos realicen sus respectivas funciones. Consiste comúnmente de un sistema de tensión regulada el cual transfiere, de manera directa, la energía generada a partir de una fuente a los diferentes subsistemas y etapas que requieren de determinada potencia eléctrica para su operación.

Los principales componentes del sistema de energía eléctrica son los siguientes: Fuente de energía, basada principalmente en paneles fotovoltaicos aunque puede haber sistemas con energía nuclear u otros.

📺 Antes de comenzar, mirá este video introductorio:

Sistema de Potencia EPS

Fuente de energía: paneles fotovoltaicos

Consisten regularmente de arreglos en pares, con dos alas que se encuentran ubicadas en lados opuestos de la nave y que se mantienen retraídas contra los lados del satélite durante la configuración de lanzamiento. Se despliegan después de la inyección en la órbita de transferencia ó IOT (In Transfer Orbit). Los paneles de cada ala se fabrican con celdas de alta eficiencia multi-unión (triple unión comúnmente, las cuales aprovechan la energía de varias longitudes de onda de luz). Se construyen a partir de arseniuro de galio (GaAs) para proporcionar los niveles de potencia requeridos por la misión. Su dimensionamiento y cantidad de paneles se calculan dependiendo de los requerimientos, degradación y eficiencia de todo el sistema de potencia eléctrico.



[Sistemas de Potencia, Paneles Solares](#)

Subsistema de Energía (cont.)

Fuente de energía: Baterías

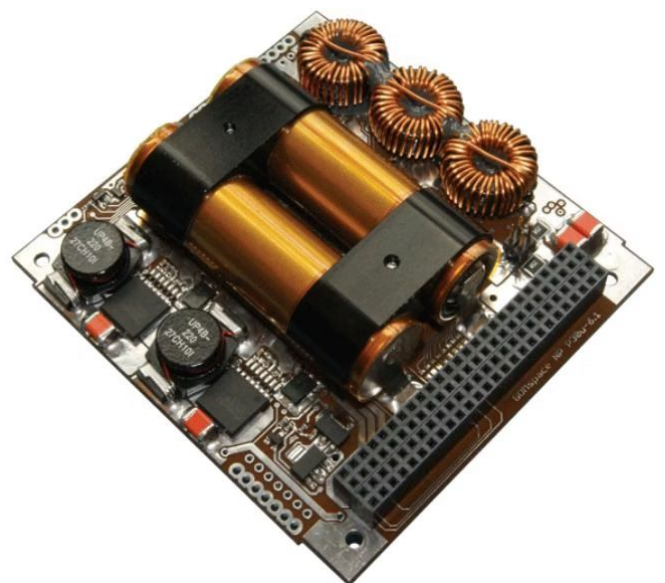
Se utilizan comúnmente baterías de iones de litio, las cuales debido a su eficiencia y ciclos de carga y descarga, proporcionan la energía necesaria durante períodos de eclipse y para complementar la alimentación del bus durante operaciones especiales como las maniobras de mantenimiento de estación o stationkeeping en el caso de satélites en órbita GEO. El dimensionamiento de las baterías debe considerar posibles fallos, degradación de las mismas al final de la vida útil del satélite y la carga a alimentar. Sus características las vuelven sensibles al proceso de carga, debido a lo cual la corriente de carga, voltaje aplicado, tiempo para esto y la temperatura de cada celda, son parámetros muy importantes al momento de diseñar la etapa de carga de este tipo de baterías.



Sistema de Potencia, Baterías

Electrónica de regulación y control

La electrónica para alimentación, regulación y control se compone de circuitos PWM, convertidores pulsados (boost converters), fusibles, fuentes de corriente constante y variable, interruptores y circuitos de protección, así como circuitos de control que responden a comandos y valores de telemetría de diferentes sensores. Contiene en su mayoría semiconductores de alta potencia de tipo MOSFETS así como etapas basadas en circuitos lógicos. Es importante mencionar que todos los sistemas eléctricos y electrónicos deben estar apropiadamente aterrizados con la estructura de la nave. Así mismo, el cableado y la topología de enrutado de éste se debe manejar con cuidado para mantener la integridad del sistema durante el despegue.



Comando y Manejo de Datos (C&DH)

El subsistema de comando y manejo de datos proporciona el hardware para ejecutar el software de operaciones del satélite, incluyendo el control de orientación y el manejo de errores así como de las diferentes etapas que recolectan datos de telemetría. Su constitución depende del diseño y regularmente se implementa como un sistema distribuido, conformado por una computadora central (computadora de vuelo), un sistema electrónico de comunicaciones y control (envío y recepción de comandos y telemetría, respectivamente) y unidades remotas de manejo de datos para el manejo de los diferentes sensores y actuadores de los subsistemas de la nave. El "bus" de comunicación utilizado es del tipo MIL 1553 o de tipo "space bus" e incluso CAN.



El comando y manejo de datos es importante para controlar y reconfigurar a la nave así como para optimizar su rendimiento y procesar datos para transmisión. Todas las etapas electrónicas de que se conforma consisten de procesadores, memorias RAM, ROM, almacenamiento masivo y del software asociado.

Comando y Manejo de Datos (cont.)

Computadora de vuelo

La computadora de vuelo ejecuta el software de vuelo y control mediante el cual se realizan funciones centrales como:

- Software de control de orientación.
- Corrección de errores.
- Monitorización de telemetría.
- Manejo del subsistema eléctrico.
- Manejo de comandos.
- Colección de telemetría y su empaquetado para envío a la Tierra.
- Controla el bus de manejo de datos.

Entre los requerimientos de la computadora de vuelo están: bajo consumo de energía, bajo volumen y masa, resistencia a la radiación, así como redundancia y confiabilidad excepcional a fin de disminuir el riesgo de fallas. El sistema operativo que ejecutan es de tipo "Real Time" o tiempo real, el cual permite ejecutar operaciones ante eventos de software y hardware en tiempos de ejecución delimitados a fin de garantizar una respuesta en un marco de tiempo (milisegundos o microsegundos). El software se diseña de manera modular, permitiendo etapas que operan y ejecutan acciones sobre determinadas entradas/salidas de los diferentes subsistemas.

Sistema electrónico de comunicaciones y control

Tiene la función de ser la interfaz entre el sistema de tierra y el resto de la nave:

- Recibe comandos, ejecuta comandos críticos y envía comandos para su ejecución a la computadora de vuelo.
- Recibe telemetría de la computadora de vuelo, la "empaqueta" y la envía a la etapa de transmisión para su envío a la estación terrena.
- Almacena datos críticos ante falla en la computadora de vuelo.
- Funciona como unidad remota en el bus de comunicación aunque puede actuar como controlador principal de éste en caso de que la computadora de vuelo falle.

Unidades remotas de manejo de datos

Estas unidades proveen una arquitectura distribuida interconectadas a una unidad central de procesamiento (computadora de vuelo), de tal manera que permiten una solución altamente confiable para el manejo de datos en todos los subsistemas de la nave:

- Reciben y ejecutan comandos.
- Agrupan telemetría de diferentes sensores.
- Se conectan como esclavos del bus de comunicación y obedecen a las requisiciones del controlador principal.
- Se componen de etapas de circuitos lógicos, comunicación, conversión analógico-digital y almacenamiento que interactúan con los sensores y etapas de comando de los diferentes subsistemas.

Subsistema de Control de Orientación (ADCS)

El sistema de control de orientación se requiere para apuntar la nave o algún componente de la misma, tal como los paneles solares, una antena, un eje de propulsión, en una dirección específica.

La determinación de la posición (attitude determination) se puede obtener por la orientación con respecto a una referencia (marco de referencia) que puede basarse en estrellas, la Tierra, el espacio inercial, el campo magnético de la Tierra, el Sol, etc. El control de posición puede ser activo, pasivo o una combinación de ambos. El concepto del subsistema ADCS es muy amplio para entenderlo mejor se separa en sus diferentes etapas:

Attitude o actitud

se refiere a la orientación del sistema coordinado del cuerpo de una nave con respecto a un sistema de referencia inercial externo.

Attitude determination o determinación de la actitud

conocimiento posterior en tiempo real con determinada tolerancia de la "actitud" u orientación de la nave.

Attitude control o control de actitud

mantenimiento de una actitud (orientación) específica y deseada con determinada tolerancia.

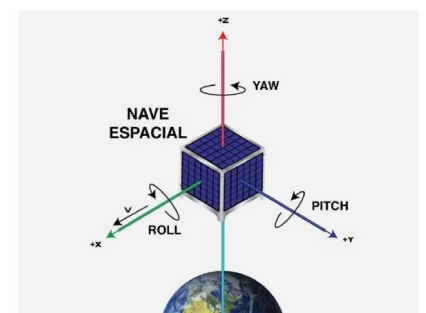
Attitude error o error de actitud (orientación)

desalineación de la nave de baja frecuencia.

Attitude jitter o fluctuación de la actitud (orientación)

desalineación de la nave de alta frecuencia. Comunmente se ignora ésta fluctuación por parte del sistema de orientación y puede ser reducido mediante un buen diseño del sistema óptico de control.

El sistema de control de orientación requiere de una gran precisión, exactitud y velocidad de respuesta en la toma de mediciones de los ejes sobre los cuales se desea tener control del apuntamiento. El sistema de referencia utilizado varía dependiendo de la misión de que se trate. Por ejemplo, para satélites GEO, el sistema de referencia se encuentra centrado en la Tierra misma (sistema ECI o Earth Centered Inertia). El control de orientación puede ser de diversas maneras y dentro de las más comunes se tiene el que hace uso de un sistema de referencia centrado en la nave y que apunta a la Tierra denominado LVLH (Local Vertical Local Horizontal) el cual mide la variación en tres ejes perpendiculares (ángulos de Euler) con origen en el centro de masa de la nave.



A estos ángulos se les conoce como:

Roll, en el eje x (ψ).

Pitch, en el eje y (θ).

Yaw, en el eje z (ϕ).

ADCS — Orientación en el Espacio: Roll, Pitch y Yaw

Para controlar la orientación de una nave espacial, necesitamos describir cómo está "girada" respecto a un punto de referencia fijo en el espacio. Para eso se usan tres ángulos de rotación, cada uno alrededor de un eje diferente. Si alguna vez viste cómo se mueve un avión, ya tienes la idea:



Roll (Balanceo)

Es la rotación sobre el eje que apunta hacia adelante.

Imagina que el avión inclina sus alas hacia un lado, como cuando da una vuelta. En una nave, este movimiento gira el cuerpo sobre su propio eje longitudinal.



Pitch (Cabeceo)

Es la rotación sobre el eje lateral. Piensa en cuando el morro del avión sube o baja para ganar o perder altitud. En una nave, controla si apunta "hacia arriba" o "hacia abajo" respecto a su trayectoria.



Yaw (Guiñada)

Es la rotación sobre el eje vertical. Es como cuando un barco gira a la izquierda o a la derecha sin inclinarse. En una nave, cambia la dirección hacia donde apunta la nariz, de lado a lado.

Combinando estos tres ángulos, podemos describir **cualquier orientación posible** de una nave en el espacio. Es como decirle a la computadora de a bordo: "gira tanto en roll, tanto en pitch y tanto en yaw" para apuntar exactamente a donde se necesita. Sin embargo, usar estos tres ángulos juntos tiene un problema matemático: en ciertas orientaciones particulares, el sistema "se traba" y deja de funcionar correctamente (esto se llama **singularidad** o "bloqueo del cardán"). Para evitar este problema, los ingenieros usan una herramienta matemática llamada **cuaternión**. Aunque no tiene una interpretación visual intuitiva para la mente humana, es muy eficiente y confiable para las computadoras a bordo de la nave.



Los cuaterniones trabajan con **cuatro números** en lugar de tres ángulos, lo que elimina las singularidades y hace los cálculos más rápidos y estables para el sistema de control.



Nota para la competencia: Los cuaterniones se mencionan para que conozcas la herramienta matemática de cuatro variables que usan las computadoras de vuelo para evitar bloqueos de articulación (gimbal lock), pero no se requerirá realizar ningún tipo de cálculo matemático con ellos durante las pruebas.

La base matemática de todo esto está en el **Teorema de Euler**, que nos dice algo fundamental sobre las rotaciones en el espacio: "Dos sistemas coordenados cartesianos con un origen común se encuentran relacionados por la rotación de ejes fijos. El eje de rotación se conoce como eje de Euler. Se encuentra representado típicamente por un vector unitario".

En palabras más simples: no importa qué tan complicada sea la rotación de una nave, **siempre se puede describir como una sola rotación alrededor de un único eje**. Ese eje especial es el "eje de Euler". Esta idea es la que hace posible que los cuaterniones funcionen tan bien.



La lectura de esta sección se complementa con el siguiente video:

[Guiado, Navegación y Control GNC](#)

ADCS — Perturbaciones y Control

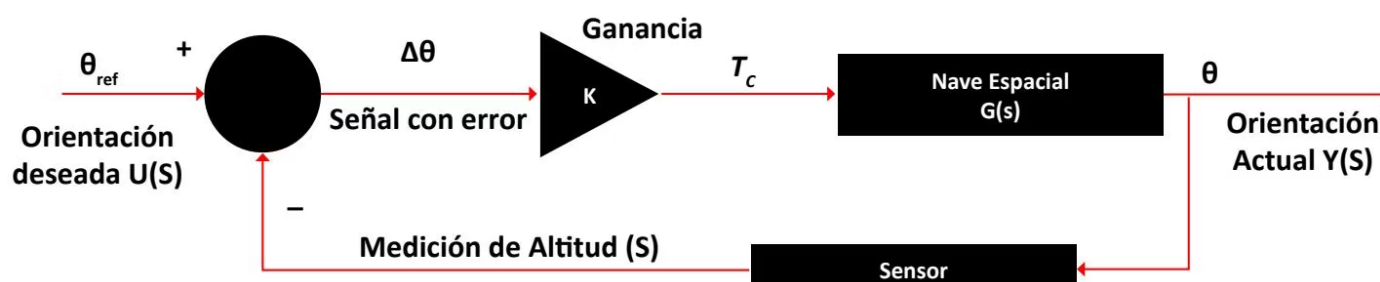
¿Qué puede modificar la orientación y el apuntamiento de una nave espacial?

Dependiendo de la órbita en que se encuentre, una nave espacial puede perder su orientación correcta por las siguientes razones:

1. **La Tierra no es perfectamente esférica**, lo que genera pequeñas variaciones en la gravedad que pueden modificar la orientación del satélite con el tiempo.
2. **Atracción gravitacional de la Luna y el Sol**, que ejercen fuerzas adicionales sobre la nave, especialmente en satélites que orbitan la Tierra.
3. **Presión de la luz solar**: los fotones del Sol golpean el cuerpo de la nave y generan una pequeña fuerza que puede alterar su orientación.
4. **Arrastre atmosférico**: en órbitas bajas (LEO) hay trazas de atmósfera que frenan y empujan levemente a la nave.
5. **Torques magnéticos**: el campo magnético terrestre puede interactuar con materiales a bordo de la nave y provocar pequeños giros no deseados.
6. **Expulsión de masa**: cuando los motores de la nave expulsan gases para corregir la órbita, también pueden generar pequeños cambios de orientación.

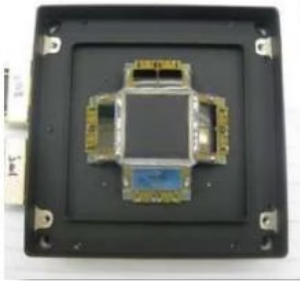
Para corregir estos efectos, la nave usa un **sistema de control de lazo cerrado**, que funciona de manera muy similar al termostato de una habitación: el termostato mide la temperatura actual, la compara con la temperatura deseada, y enciende o apaga la calefacción para corregir la diferencia. De la misma forma, el sistema ADCS **mide la orientación real** de la nave, la **compara con la orientación deseada**, y si hay una diferencia (llamada señal de error), los actuadores a bordo aplican **un torque correctivo (una fuerza de giro)** para devolver la nave a su posición correcta.

El siguiente diagrama de bloques ilustra este proceso:



ADCS — Sensores

Para determinar la orientación de la nave, el ADCS utiliza diferentes tipos de sensores:



Sensores de Sol (Sun sensors): miden el ángulo formado con el Sol y la nave y presentan diferentes resoluciones.



Magnetómetros: estos sensores tienen la capacidad de medir el componente del campo magnético en una dirección particular (vectoriales). El modelo de campo magnético para su uso en la determinación de la actitud de la nave espacial es el llamado modelo dipolar inclinado.



Sensores seguidores de estrellas (Star Trackers): mide la posición de la nave con respecto a un campo de visión de la bóveda celeste. Proporcionan una precisión muy elevada. Utilizan dispositivos ópticos como CCD en conjunto de lentes ópticos.



Sensores del horizonte de la Tierra (Earth sensors): detectan las transiciones Tierra/Espacio mediante sensores ópticos infrarrojos. Comparan el calor de la atmósfera contra la radiación más fría del espacio. Se utilizan comúnmente en misiones de observación de la Tierra.



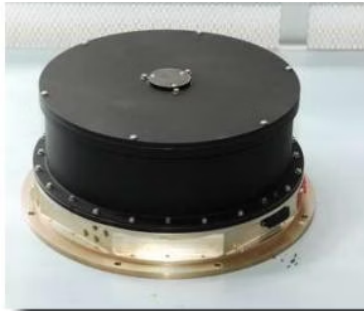
Giroscopio: determina la orientación inercial, midiendo la razón de cambio de los ángulos roll, pitch y yaw. Se utilizan en arreglos de tres y mediante integración pueden obtener el valor del ángulo. Pueden ser basados en sistemas ópticos (RLG o Ring Laser Gyro).

La lectura de esta sección se complementa con el siguiente video:

[GNC - Propulsores, Rastreadores de estrella y Magnetómetros](#)

ADCS — Actuadores

Los actuadores son los dispositivos que aplican fuerzas o torques para corregir la orientación de la nave:



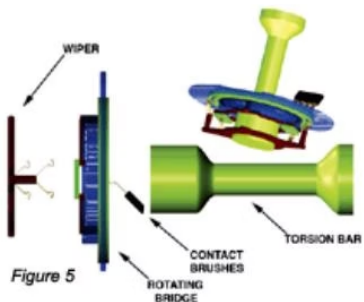
Ruedas de reacción o inerciales (reaction wheel)

Se crean torques en la nave mediante el giro de ruedas de reacción. Para control de 3 ejes se utilizan 3 ruedas, con arreglos de 4 para redundancia. Al alcanzar un nivel de saturación de entre 3000–6000 RPMs, las ruedas se detienen y se debe realizar una desaturación del momento. Operan siempre en un determinado nivel para evitar fricción estática.



Generadores de torques magnéticos

Se utilizan frecuentemente en satélites de órbita terrestre baja (LEO). Útiles para maniobras de adquisición iniciales y para la desaturación en sistemas de rueda de reacción. También pueden usarse para el control de actitud.



Barras de torsión y bobinas

Consisten en barras de torsión con espirales helicoidales largas. Generan un campo magnético que se alinea con el campo magnético de la Tierra, creando un par en la nave. También pueden usarse para detectar la actitud y la ubicación orbital.

Propulsores (Thrusters)

Proporcionan empuje para el control de actitud, a costa del consumo de combustible. Utilizan consumibles como gas frío (freón, N_2) o hidrazina (N_2H_4). Son de operación ON/OFF con modulación de ancho de pulso (PWM). Requieren redundancia. Son rápidos y potentes pero pueden introducir acoplamiento en los torques. También se usan para descargar momento angular acumulado en ruedas inerciales.

📺 La lectura de esta sección se complementa con el siguiente video: [GNC - Ruedas de reacción y Torques Magnéticos](#)

Subsistema de Propulsión

El subsistema de propulsión tiene la función de proveer a la nave de un medio mediante el cual ésta pueda moverse en el espacio a fin de modificar su posición, corregir su órbita y modificar su orientación. Los sistemas de propulsión a bordo requieren generalmente de los medios para determinar la posición y colocación del vehículo para activar las fuerzas de corrección, por ejemplo en el caso de maniobras de corrección orbital y de apuntamiento. El subsistema de propulsión consiste de las siguientes etapas:

Combustible

basado en hidrazina (N_2H_4) o de otro tipo, el cual es expulsado por los motores.

Tanque de combustible

depósito presurizado para la contención del combustible.

Tuberías, válvulas y líneas de combustible

se utilizan para canalizar el combustible a los motores desde el tanque del mismo.

Motores de propulsión (thrusters)

utilizados para generar empuje y torque a fin de desplazar/apuntar la nave en determinada dirección.

Motor principal o de apogeo

consiste en el motor o motores principales que permite(n) a la nave realizar su recorrido hasta su órbita de destino.

Tipos de combustibles

De los combustibles utilizados se tienen principalmente los siguientes tipos:

Gas frío

sencillo y de bajo costo, pero de desempeño pobre ($I_{sp} \approx 70s$). Presenta una capacidad de impulso mínimo muy bajo.

Monopropelante

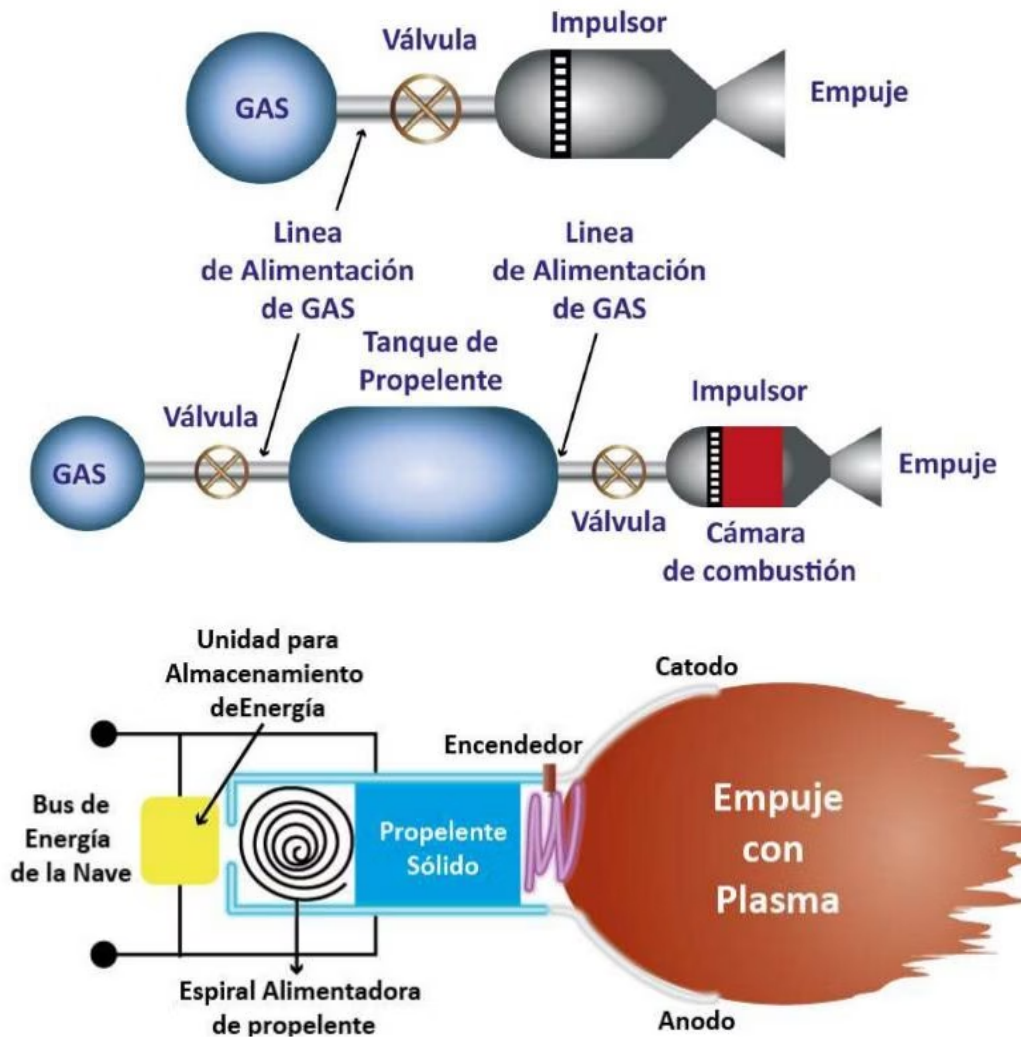
relativamente simple y de bajo costo, con desempeño moderado de aproximadamente $I_{sp} \approx 120s$ para H_2O_2 , y de $I_{sp} \approx 180 - 200s$ para la hidrazina (N_2H_4). Posee una capacidad de impulso mínimo moderada.

 La lectura de esta sección se complementa con los siguientes videos:

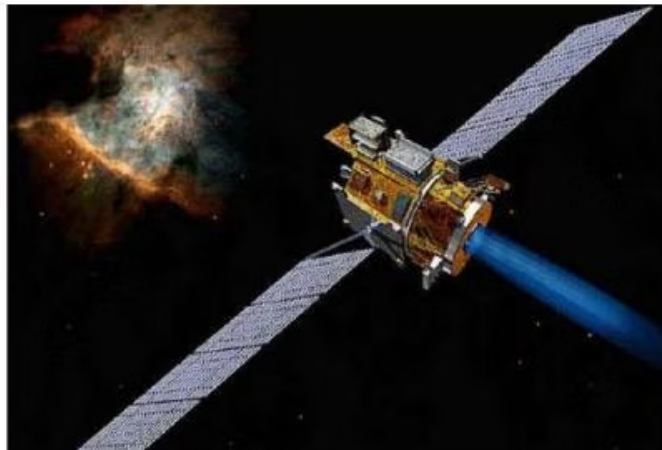
[La Hidrazina](#) · [Propulsión de estado solido](#)

Subsistema de Propulsión (cont.)

Esquemas de diferentes combustibles en sistemas de propulsión



Ablación — Ionización — Aceleración



La siguiente imagen muestra un motor principal de una nave basado en plasma.

Subsistema de Propulsión (cont.)

Otros sistemas de propulsión

Existen algunos otros sistemas basados en diferentes fuentes de propulsión como:

- **Nuclear Thermal-Solid Core:** basado en una reacción de hidrógeno. Utiliza un refractario de U_{235} ; es un sistema listo de 1972.
- **Nuclear Thermal-Rotating Bed:** sistema basado en una reacción con un refractario de U_{235} empaquetado. Presenta una temperatura de núcleo muy elevada debido a que no se tienen requerimientos estructurales; es un sistema relativamente de bajo costo y sencillo, con un $I_{sp} \approx 1000 - 1200s$.
- **Nuclear Thermal-Gas Core:** sistema basado en vapor de UF_6 o U_{235} . Presenta un impulso específico de $I_{sp} \approx 1500s$.
- **Solar Electric:** Sistema que requiere de grandes arreglos de paneles fotovoltaicos para generar de 25-60 kW de potencia. Emplea impulsores de iones electrostáticos, los cuales presentan un alto desempeño con un impulso específico de $I_{sp} \approx 3000s$ pero con poca capacidad de empuje.
- **Nuclear Electric:** incorporan un reactor nuclear de alta potencia, con capacidad de generar del orden de 100 kW y hasta megawatts. Incorpora un sistema de impulsores de iones electrostáticos aunque se piensa en la utilización de impulsores de plasma (VASIMIR ó Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket).

Subsistema de Control Térmico (TCS)

La función del Sistema de control térmico es la de mantener las temperaturas dentro límites especificados para permitir que los sistemas a bordo de la nave funcionen apropiadamente durante la vida planeada de la misión. Cada elemento de la nave tiene un intervalo de temperaturas tanto en modo de operación como en modo de no funcionamiento que, por motivos de seguridad, no debe ser superado. El balance térmico se puede controlar usando calentadores, radiadores activos o pasivos así como por aisladores térmicos de tipo "blanket".

Se debe controlar la temperatura de los equipos de la nave incluso durante el viaje, es decir, antes de que entre en operación la nave y que comienza desde su despegue de la Tierra. Así mismo, se requiere del uso de sistemas que lleven los equipos a temperaturas dentro de sus límites de operación para cuando se requieran poner en marcha. Uno de los mayores problemas reside en que tanto los equipos como los propios elementos de control térmico se degradan con el paso del tiempo, con lo que las acciones de control se van volviendo cada vez menos efectivas. Esto obliga a diseñar los sistemas para el final de vida de la misión, por lo cual este subsistema se tiene sobredimensionado al principio de la misma.

Las fuentes térmicas

En una órbita, por ejemplo, alrededor de la Tierra, se tienen diversas fuentes que proporcionan energía térmica a la nave como lo son:

Radiación solar directa

se estima presenta valores de entre 1300 y 1400 W/m².

Radiación reflejada por la Tierra (albedo)

suele ser entre un 20 y un 30% de la recibida directamente del Sol.

Radiación emitida por la Tierra

la Tierra se comporta como un cuerpo negro a unos 300 K. En órbita LEO la radiación vale unos 150 W/m², y en GEO se reduce hasta unos 5 W/m².

Calor internamente generado

producido en los diferentes subsistemas de la nave.

Transferencia de calor

La transferencia de calor en los sistemas espaciales se presenta en dos tipos:

- **Conducción:** transferencia de calor a través de un material sólido. Depende de la conductividad térmica del material, el área de contacto y la diferencia de temperatura entre los extremos.
- **Radiación:** emisión de energía en forma de ondas electromagnéticas, sin necesidad de un medio material. Depende de la temperatura del cuerpo, su emisividad y su área superficial.

TCS — Dispositivos de Control Térmico

Pasivos

Sistemas de enfriamiento por conducción y sumideros de calor: se trata de utilizar las características conductivas de superficies en contacto para bajar o subir la temperatura de una de ellas. Son utilizadas en sistemas de uniones como las juntas térmicas, placas de honeycomb o estructuras de panel de abeja, y en rodamientos. Otra manera es la de los denominados sumideros de calor, donde se almacena energía térmica en trozos de material sólido, los cuales tienen alta conductividad térmica. Se utilizan materiales como el berilio y el aluminio, y cuando se requiere almacenar calor aún en presencia de bajas temperaturas, se hace uso de plomo y sus aleaciones.

Dispositivos de cambio de fase de sustancias: son sistemas que realizan intercambio de calor como parte de ciclos abiertos o cerrados, los cuales se basan en las transiciones de fase sólido-líquido, líquido-gas y sólido-gas, de diversas sustancias con propiedades termodinámicas apropiadas para esto. Presentan el inconveniente del gran volumen que se requiere. Estos sistemas adecuadamente diseñados, proporcionan una gran inercia térmica, lo que evita cambios bruscos de temperatura.

Activos

Sistemas criogénicos: estos sistemas se utilizan cuando se requiere de muy bajas temperaturas (desde 150 K a 2 K). Se utilizan comúnmente en telescopios espaciales con rangos de observación en el infrarrojo, en amplificadores de bajo ruido, experimentos con uso de superconductores, etc. Las técnicas utilizadas consisten en almacenar líquidos a temperaturas criogénicas en condiciones subcríticas o supercríticas (condiciones de presión y temperatura). Otros dispositivos más consisten en los radiadores criogénicos, los cuales aprovechan la baja temperatura del fondo espacial. Otros sistemas que buscan incrementar la eficiencia utilizan un ciclo Stirling, los cuales se plantean en usos experimentales de los mismos en sistemas detectores de infrarrojos.

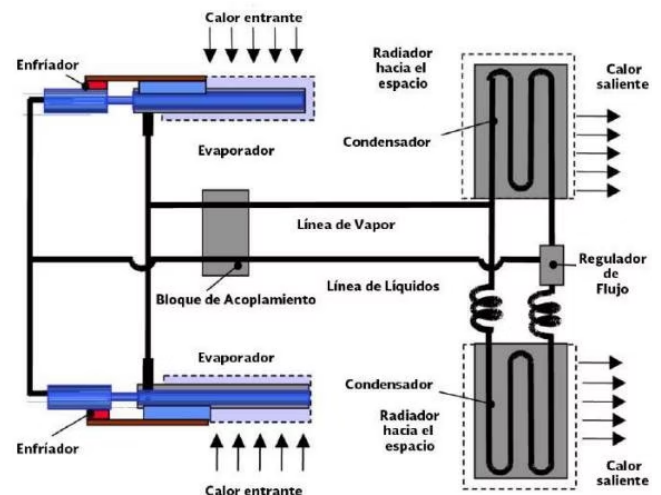
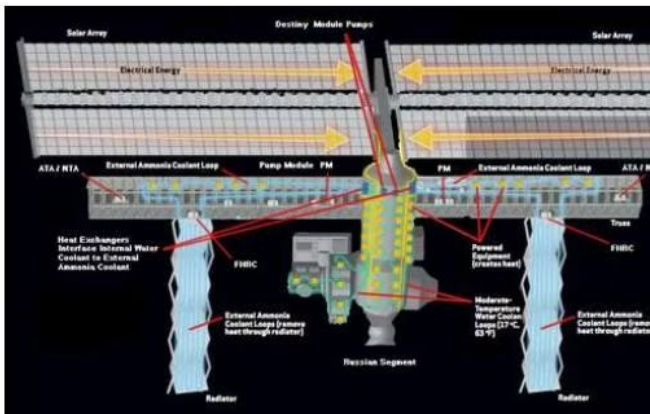
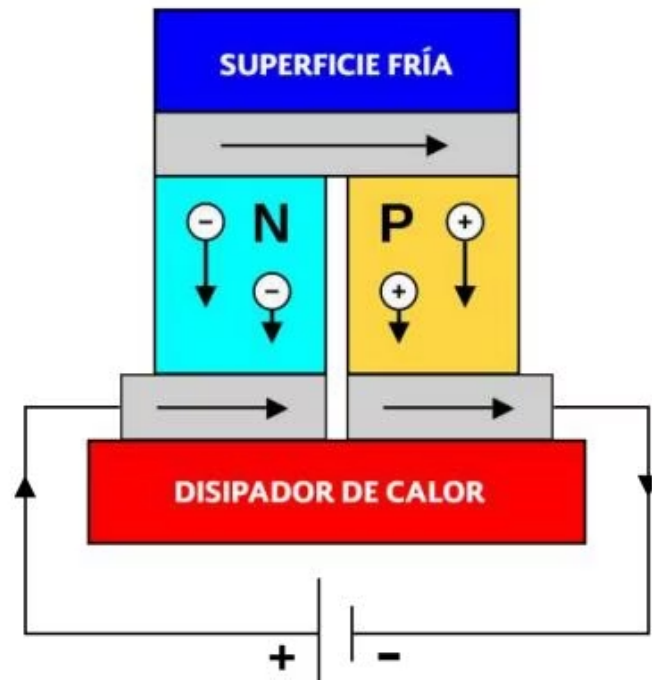
Sistemas de radiación y bombeo: consisten en sistemas muy similares a los utilizados en la Tierra. Presentan una gran eficiencia como distribuidores de calor. Están compuestos por el equipo de bombeo y los intercambiadores de calor. Utilizan fluidos termodinámicos de trabajo como el freón, soluciones de agua y glicol, metanol, tetracloruro de carbono, agua, aire, etc.

TCS — Dispositivos de Control Térmico (cont.)

Sistemas de refrigeración por efecto Peltier:

estos sistemas utilizan el efecto Peltier, el cual produce un descenso de temperatura en la unión de dos metales diferentes cuando se hace circular una corriente eléctrica por ésta. Presentan el inconveniente de que por efecto Joule también producen algo de calor, debido a lo cual se diseñan de manera cuidadosa.

Disipadores de calor por ductos (heat pipes): se basan en un intercambio de calor mediante un ciclo bifásico de un fluido, lo cual se realiza sin la necesidad de potencia eléctrica. El objetivo de estos sistemas es el de transferir calor desde los subsistemas más críticos hasta las superficies donde se radia. Existen diversas combinaciones a partir de materiales y fluidos de trabajo como el agua y cobre, aluminio y fluidos criogénicos o la combinación de metanol y acero inoxidable.



Estructura

El sistema de configuración de una nave y su estructura se determinan por la capacidad de la carga útil (masa) y su forma (volumen), así como de las características del vehículo de lanzamiento. El diseñador de la estructura debe estar involucrado en detalle con todos los demás subsistemas de la nave espacial. La configuración debe dar cabida a todas las necesidades de los distintos subsistemas y, ante cualquier conflicto, llegar a un compromiso adecuado.

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, de 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).

Las grandes estructuras, tales como paneles solares y antenas, deben desplegarse en el espacio, lo cual se realiza a través de mecanismos actuados por cargas explosivas, cables, resortes, etc. El diseño estructural interno y los conceptos de empaquetado electrónico han evolucionado en conjunto con los diseños de configuración previamente mencionados.

Se tienen 3 tipos básicos de estructuras:

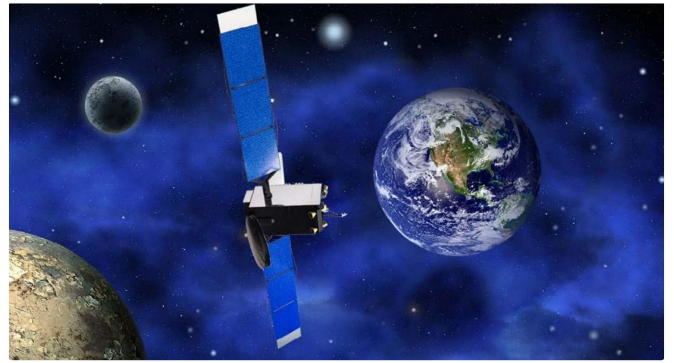


Plataforma con marco de doble cara, como la utilizada en las naves Mariner, Viking y Voyager. Presenta ventajas como poseer una estructura muy sólida y de buen contacto térmico. Por otra parte, tiene desventajas como el utilizar empaquetados y cableado de los sistemas electrónicos muy específicos.



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 (cont.)



Estructura de marco: que incorpora paneles grandes montados en el marco, donde se montan los diferentes componentes del bus y el payload. Permiten montajes fáciles con buena transferencia de calor, utilizando componentes de tipo "caja negra".

Subsistema de Telemetría, Comando y Rango (TC&R)

El subsistema de telemetría, comando y rango (TC&R) proporciona la interfaz funcional entre la nave y centro de control en tierra. Los datos de telemetría representan la información mediante los cuales se describe el estado, la configuración y la salud de la carga útil así como de la plataforma de la nave espacial. Esta información se envía mediante un canal de comunicación de RF a través de un sistema dedicado que hace uso de antenas especializadas o, como en el caso de algunos sistemas espaciales de comunicaciones, mediante las mismas antenas del sistema de carga útil.

Por otra parte, los comandos enviados al satélite son recibidos a bordo para el control de operaciones de la misión y gestión de los recursos. Así mismo, el rango o determinación de la distancia de la nave al centro de mando y control se realiza mediante señales de RF que miden el tiempo de ida y vuelta de la señal entre la nave y la estación terrena.

Los componentes de un subsistema de telemetría, comando y rango consisten en:

Antena de Baja Ganancia (LGA — Low Gain Antenna)

Antena omnidireccional que irradia señal en todas las direcciones. Tiene cobertura amplia pero velocidad de transmisión de datos baja. Se utiliza en situaciones de emergencia, contingencia, pérdida de apuntamiento o durante maniobras especiales como la órbita de transferencia (GTO).

Antena de Alta Ganancia (HGA — High Gain Antenna)

Antena direccional que concentra la señal en un haz estrecho apuntado hacia la Tierra. Permite velocidades de transmisión de datos muy altas. Es la antena principal para la transmisión de datos científicos y de telemetría durante operaciones normales de la misión.

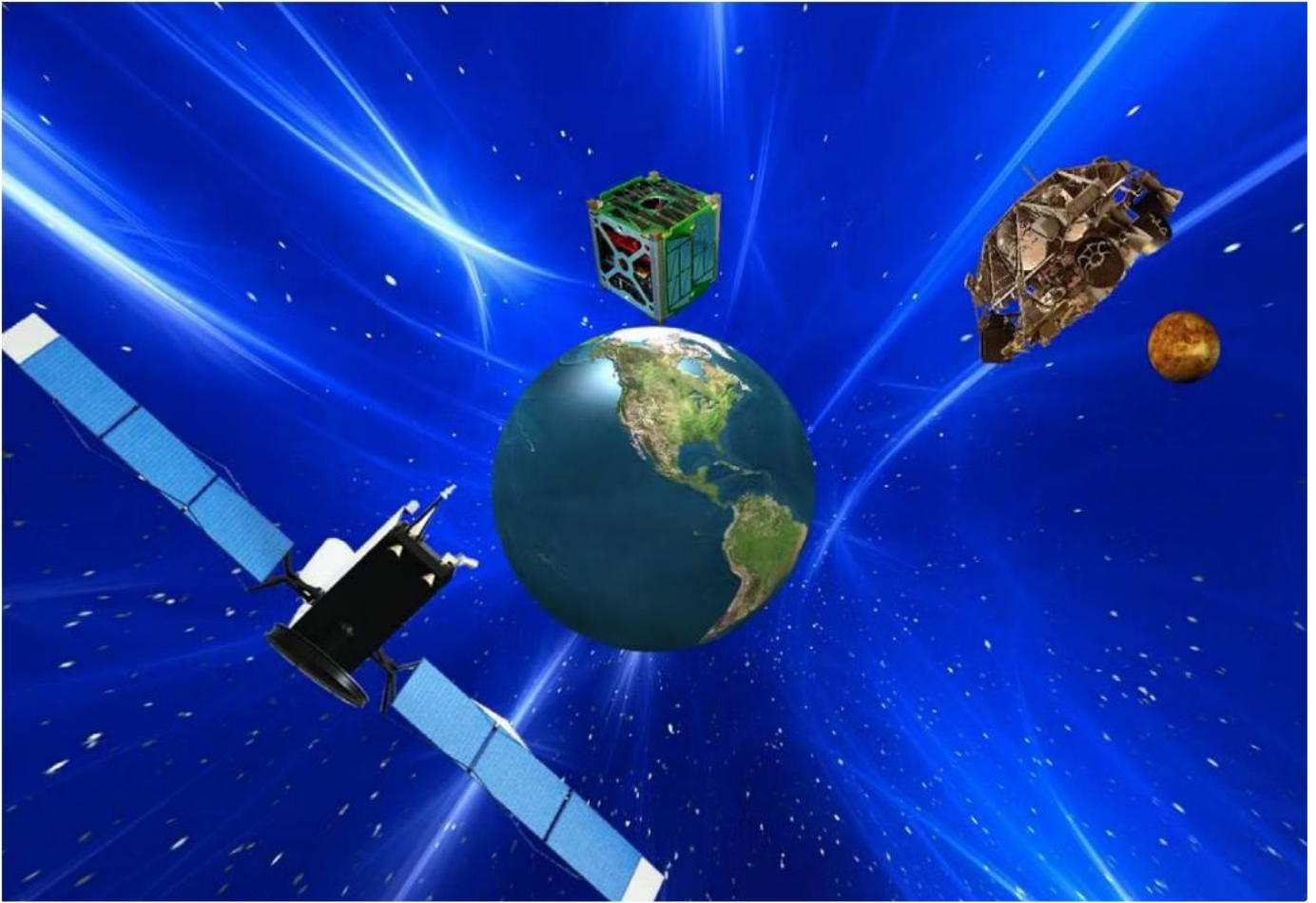
Una etapa receptora de comandos

(Command Receiver o CMR) conformada por switches, multiplexores, guías de onda y cable coaxial.

Etapas de transmisión de telemetría

compuesta por transmisores digitales redundantes, multiplexores, switches y guías de onda así como cables coaxiales.

Carga Útil o "Payload"



La carga útil, como ya se mencionó, representa el sistema o tripulación que cumplirá con el objetivo de la misión. También consiste en la capacidad de carga de un vehículo espacial o del lanzador, que por lo general se mide en términos de masa. Dependiendo de la naturaleza del vuelo o de la misión, la carga útil de un vehículo puede incluir la carga, la tripulación de vuelo, instrumentos científicos o experimentos, u otro equipo. En el caso de los vehículos lanzadores consiste específicamente de satélites o naves espaciales y humanos.

Carga Útil o "Payload" (cont.)

Diseño de la carga útil

El proceso de desarrollo y dimensionado de toda la nave está en función de la carga útil. Los requisitos de la misión deben de entenderse muy bien. Se debe determinar el nivel de detalle necesario para satisfacer los diferentes aspectos de la misión mediante lo siguiente:

01	02
Proceso sistemático	Selección de la carga para cumplir los objetivos de la misión
03	04
Estudios de viabilidad	Desarrollar el concepto de las operaciones de la carga útil
05	06
Determinar la capacidad requerida	Identificar cargas útiles existentes como posibles candidatos
07	08
Determinar las características de carga candidato	Evaluar candidatos y seleccione una línea de base
09	10
Evaluar el costo del ciclo de vida y operabilidad	Documentar e iterar

PERFORMANCE — Diseño de la carga útil

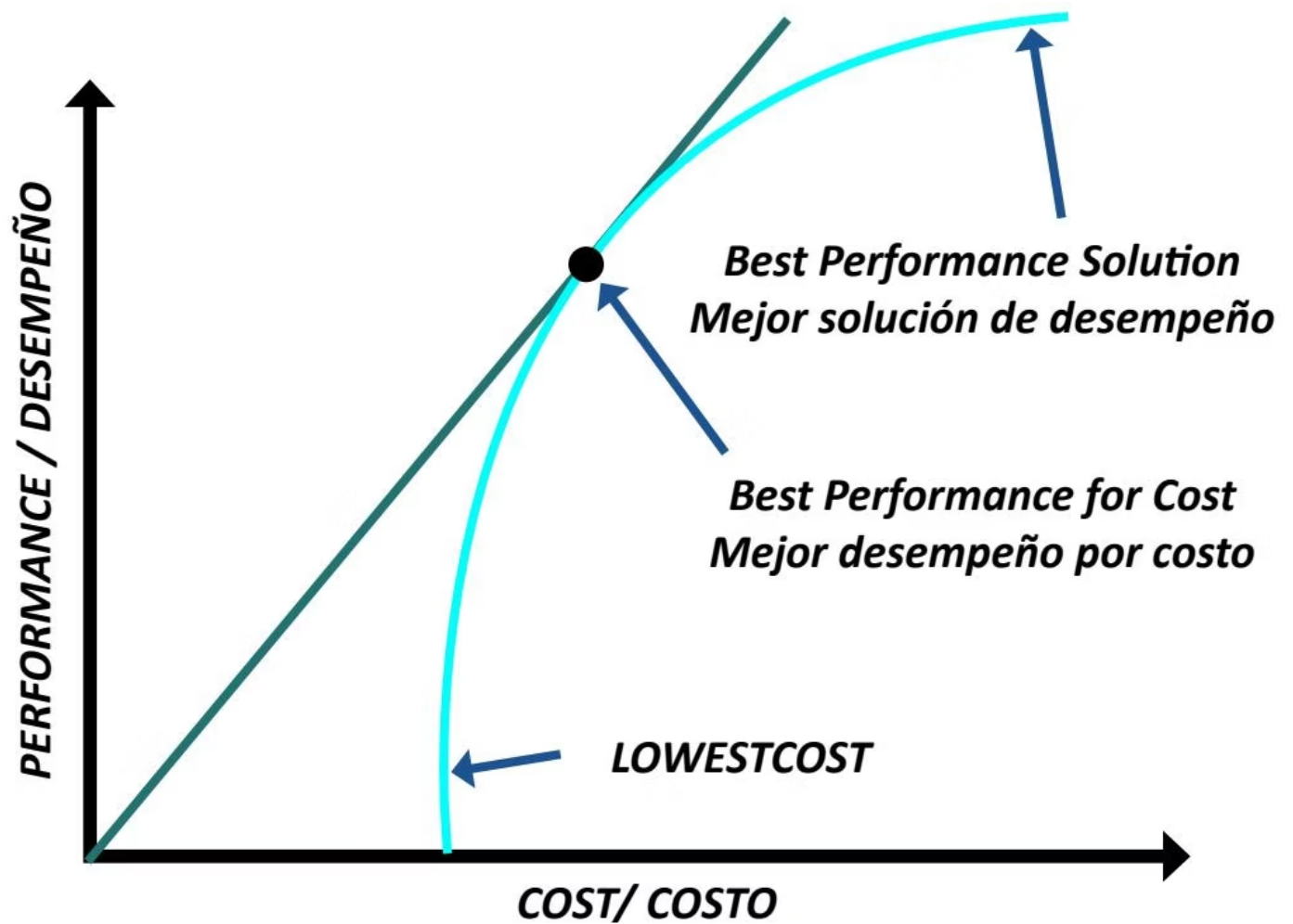


Imagen obtenida de Introduction to Spacecraft Design, Sandhoo & Hernández.

Referencias Bibliográficas

NASA. (2026). Basics of Space Flight: Chapter 9 (Spacecraft Classification), Chapter 11 (Spacecraft Onboard Systems), Chapter 12 (Mission Operations Architecture). NASA Science Learn.

<https://science.nasa.gov/learn/basics-of-space-flight/>

Agencia Espacial Mexicana (AEM) & Secretaría de Comunicaciones y Transportes (SCT). (s.f.). Introducción a los Sistemas Espaciales — Módulo 3: Sistemas Espaciales (Segmento Espacial). Curso de Introducción a los Sistemas Espaciales.

https://publicacionesfac.com/images/normateca/pdf/CURSO_ISE/Modulo_3.pdf

Guerrero, J. (s.f.). *Satélites y CubeSats* [Lista de reproducción de YouTube]. YouTube.

<https://www.youtube.com/playlist?list=PLbaapMDwAsNvDgaviUOAoWLeg5siZWMRy>