



SCT

SECRETARÍA DE
COMUNICACIONES
Y TRANSPORTES

AEM

AGENCIA ESPACIAL
MEXICANA



CURSO
INTRODUCCIÓN A
LOS SISTEMAS ESPACIALES

MÓDULOS

- 1. Introducción.**
- 2. Órbitas y el movimiento de los satélites.**
- 3. Sistemas espaciales (segmento espacial).**
- 4. Lanzadores.**



MÓDULO 3: SISTEMAS ESPACIALES (SEGMENTO ESPACIAL)

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.





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.

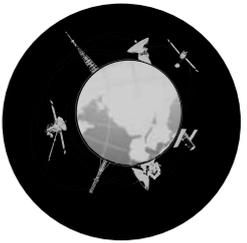




Algunos tipos de misión son los siguientes:

Comunicaciones, Observación de la Tierra, Navegación, Astronomía, Física Espacial, Militar, Prueba de tecnología, entre otras.





MÓDULO 3: SISTEMAS ESPACIALES (SEGMENTO ESPACIAL)

1. Misión y carga útil.

➤ 2. Elementos de un satélite o nave espacial:

➤ 2.1 Bus

2.1 Subsistema de energía.

2.2 Comando y manejo de datos (C&DH).

2.3 Subsistema de control de orientación (ADCS)

2.4 Propulsión.

2.5 Control térmico (TCS).

2.6 Estructura.

2.7 Subsistema de telemetría, comando y rango (TC&R).

2.2 Carga útil (PL).



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

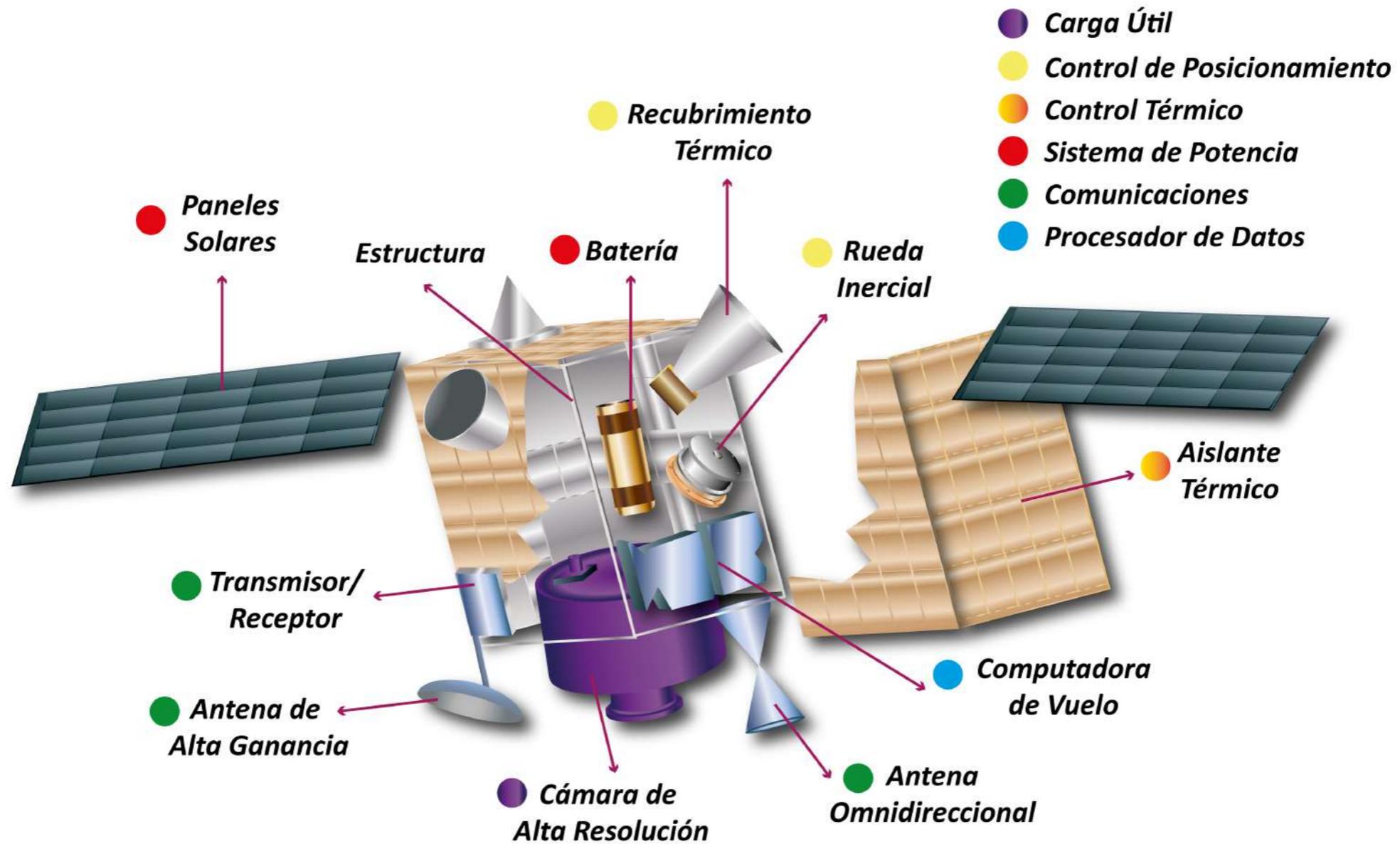
Plataforma o “Bus”

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”

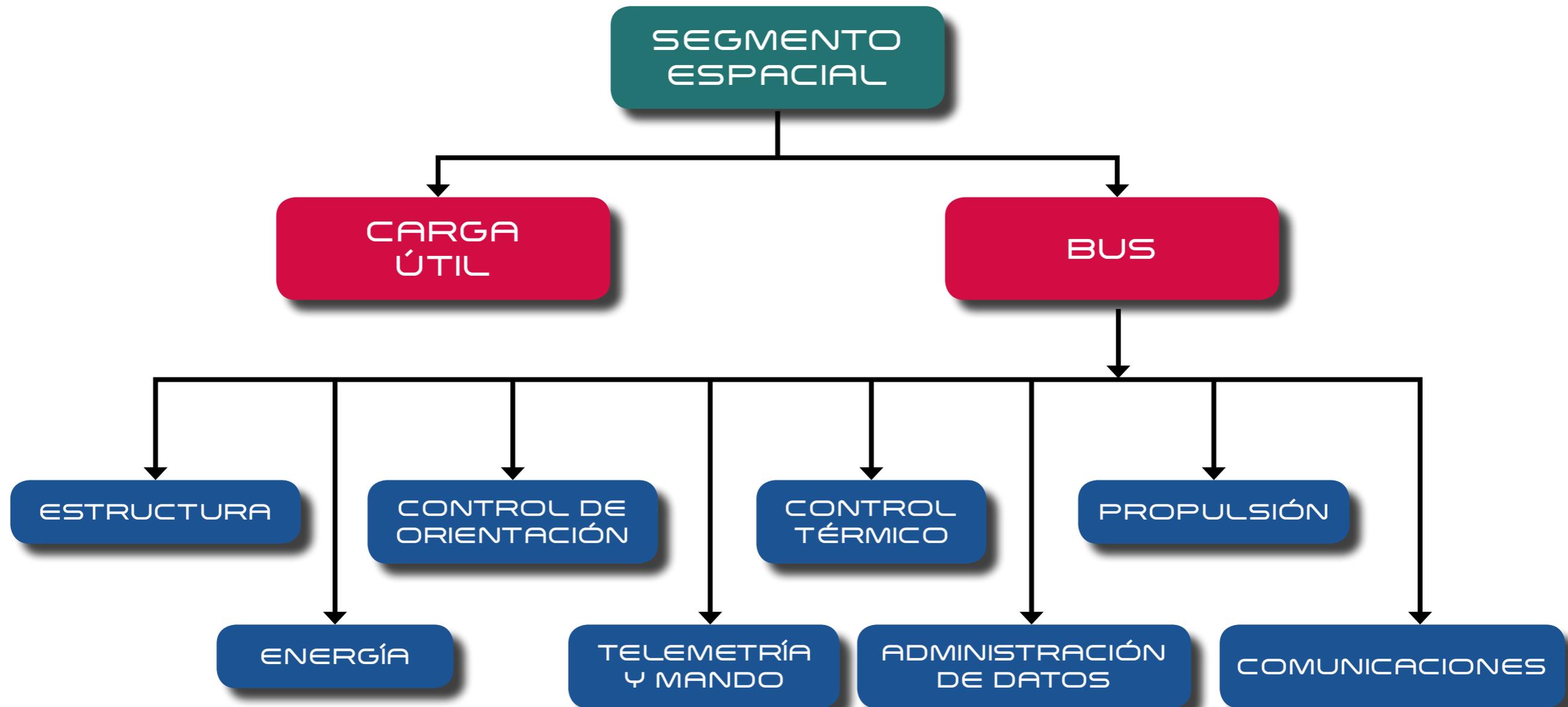
La carga útil es la razón principal por la cual la misión se ejecuta, es única para cada misión y representa el motivo por el cual la nave se diseña y construye.

ELEMENTOS DE UN SATÉLITE





Arquitectura típica de un satélite o nave espacial.





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

- **Subsistema de energía.**
- **Comando y manejo de datos (C&DH).**
- **Subsistema de control de orientación (ADS)**
- **Propulsión.**
- **Control térmico (TCS).**
- **Estructura.**
- **Subsistema de 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.

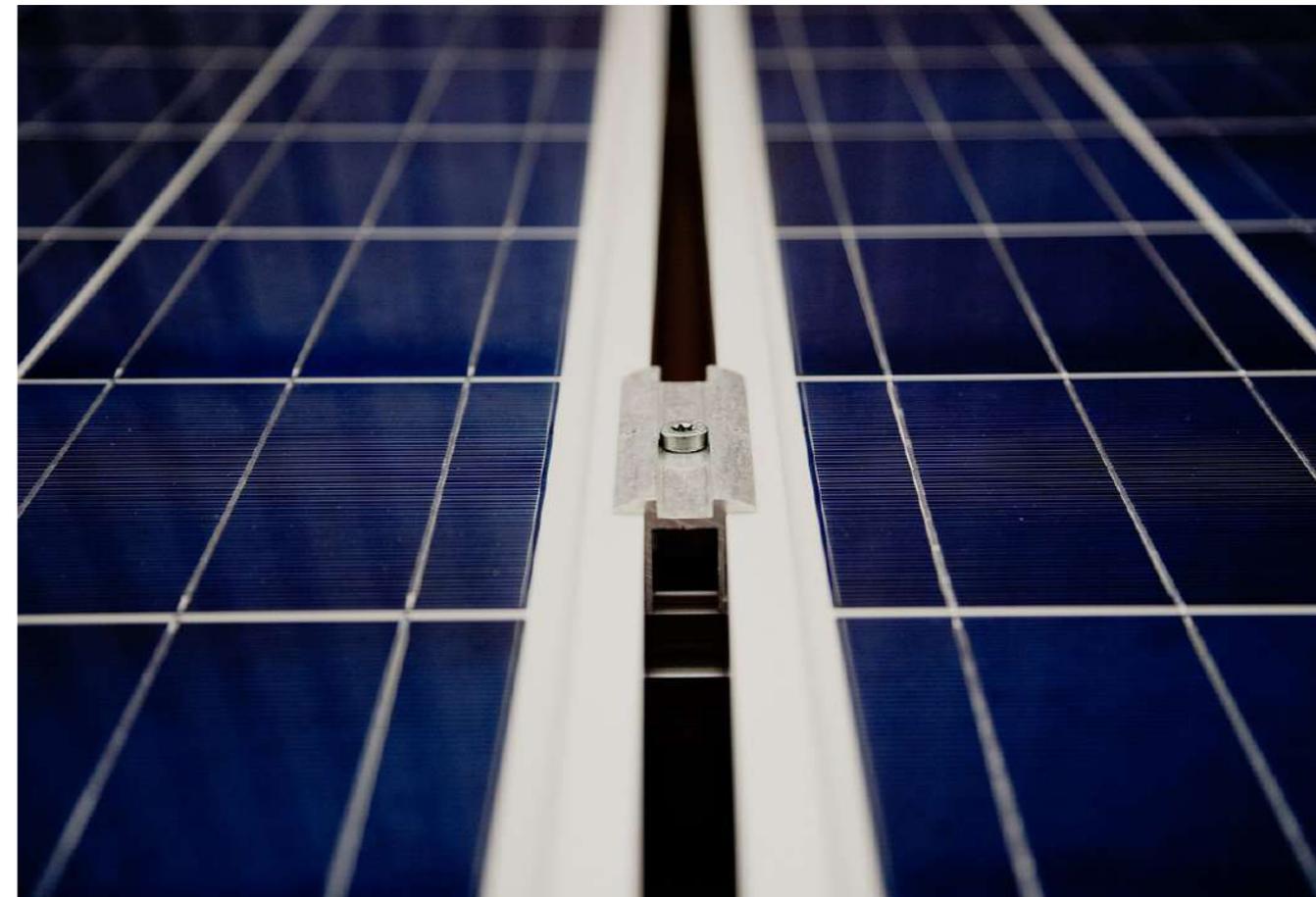
Baterías que proporcionan la energía a todos los subsistemas cuando no se encuentre disponible energía por parte de la fuente principal.

Electrónica para regulación, distribución, carga de baterías, operación en condiciones normales, casos de eclipses, fallas en la fuente principal así como en las baterías.



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.





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.

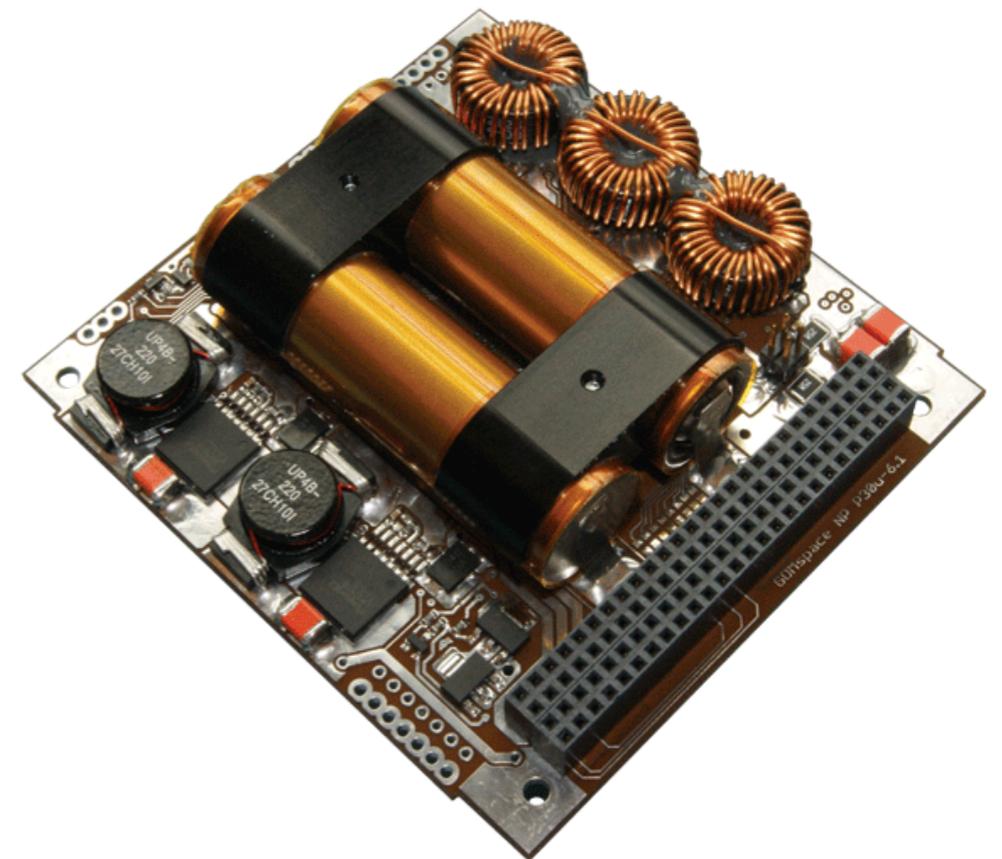


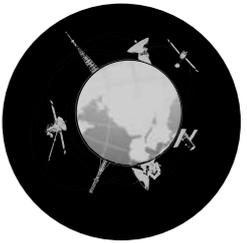


Electrónica de regulación y control.

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 manejos 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 manejos de datos (C&DH).

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.



Comando y manejos de datos (C&DH).

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.**



Comando y manejos de datos (C&DH).

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).

Unidades remotas de manejo de datos.

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.



Subsistema de control de orientación(ADCS).

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.

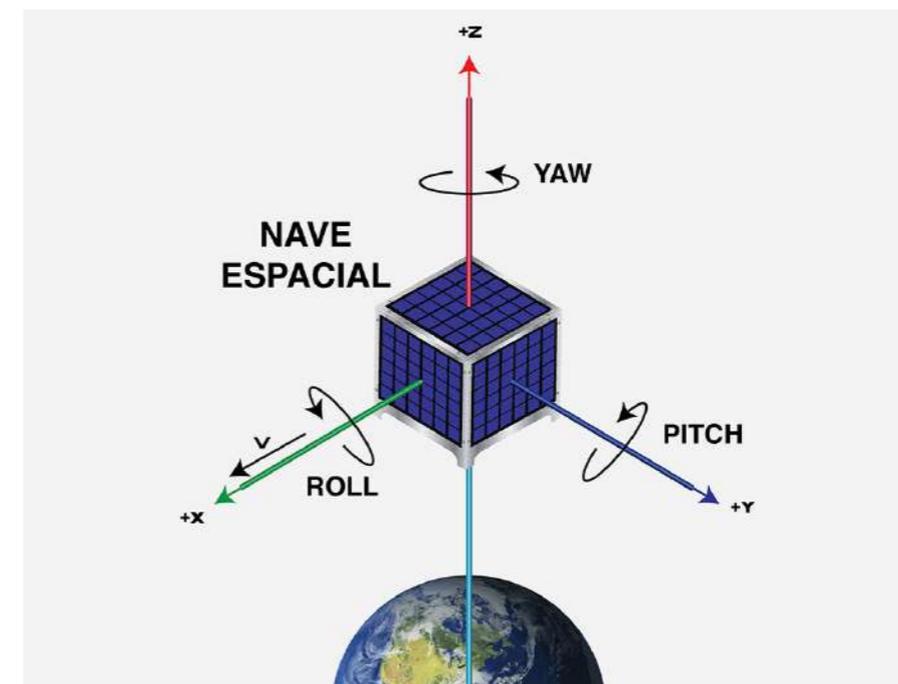
Attitude jitter o fluctuación de la actitud (orientación): desalineación de la nave de alta frecuencia. Comunmente se ignora ésta fluctuación por parte del sistema de orientación y puede ser reducido mediante un buen diseño del sistema óptico de control.



Subsistema de control de orientación(ADCS).

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).





Subsistema de control de orientación(ADCS).

Básicamente, se trata de describir un sistema coordinado respecto de un marco inercial de referencia, en donde se obtienen los parámetros de rotación de los ángulos en roll, pitch y yaw, conforme a las relaciones siguientes:

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

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

De manera combinada se tiene:

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

Obtenido de Introduction to Spacecraft Design, Sandhu & Hernández.



Subsistema de control de orientación(ADCS).

Ahora, lo anterior se representa en el siguiente gráfico.

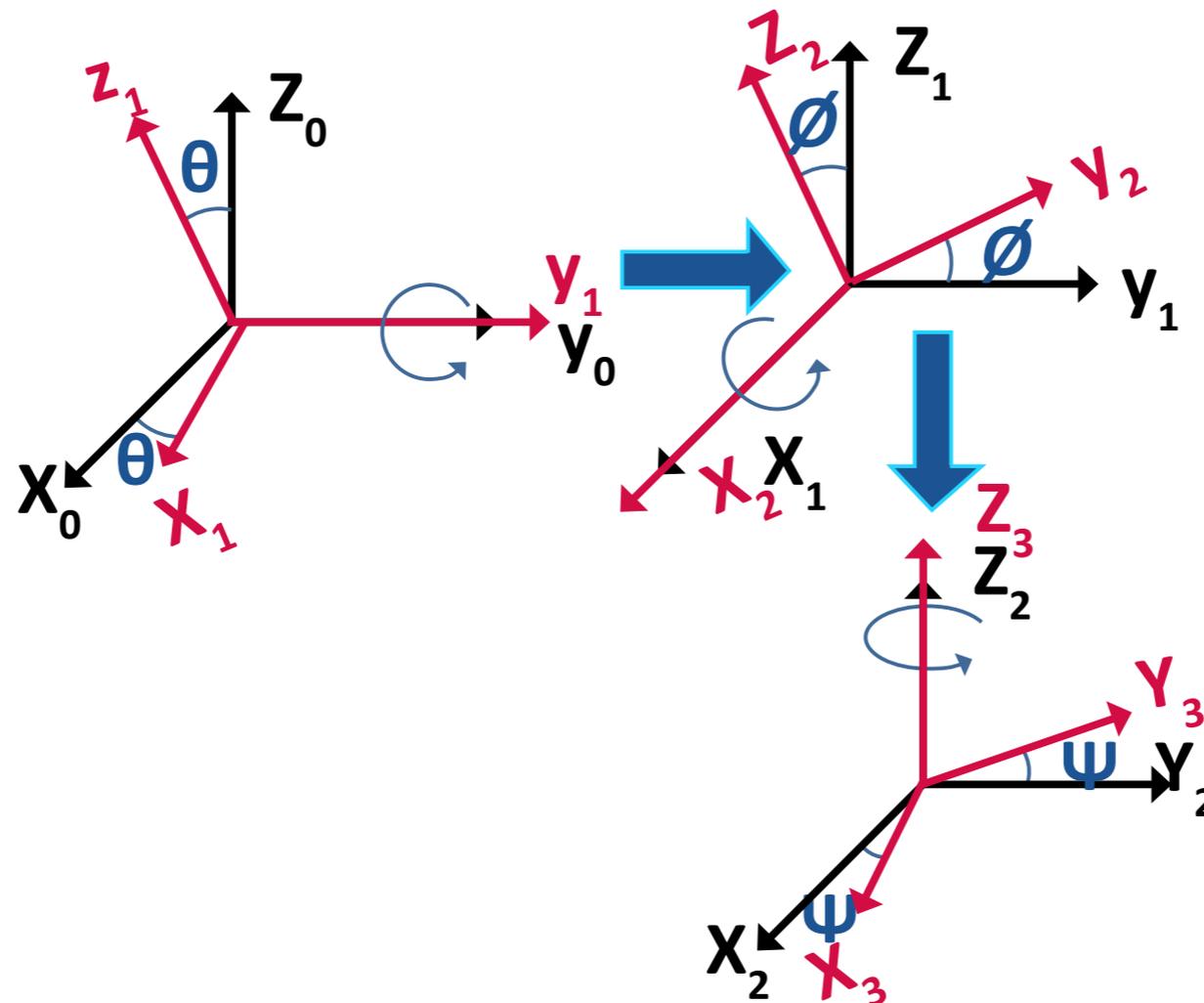


Imagen obtenida de Introduction to Spacecraft Design, Sandhoo & Hernández.



Subsistema de control de orientación(ADCS).

Ahora bien, existe un inconveniente en las relaciones anteriores y es la existencia de una singularidad. Para superar este asunto, numéricamente se agrega un cuarto elemento redundante, obteniéndose de esta manera, el concepto de cuaternión (quaternion) el cual carece de interpretación intuitiva para la mente humana pero es numéricamente y computacionalmente conveniente.

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

El teorema de Euler dice que:

“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”.

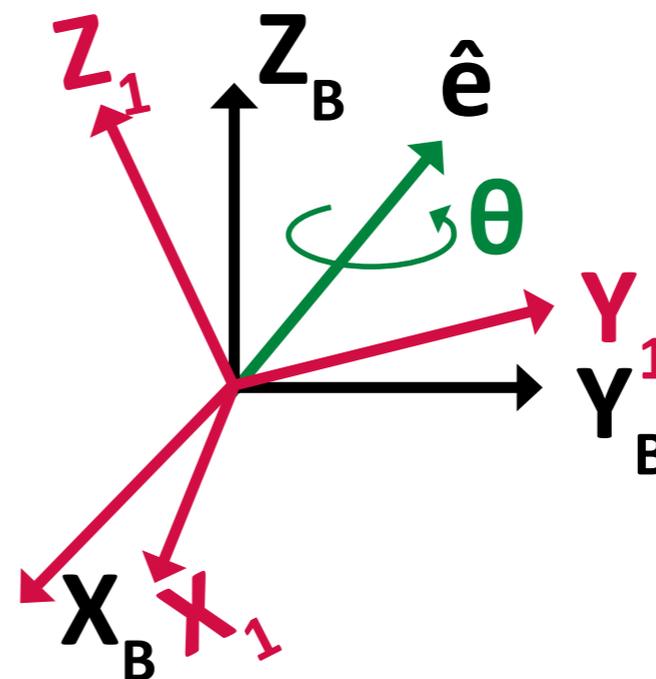


Imagen obtenida de Introduction to Spacecraft Design, Sandhoo & Hernández



Subsistema de control de orientación(ADCS).

¿Qué modifica la orientación y apuntamiento de una nave?

Dependiendo de la órbita en que se encuentre, un nave espacial puede variar su orientación con respecto al punto a donde debe mantenerse por las siguientes razones:

1. Variaciones del potencial gravitacional de la Tierra, principalmente el término J_2 , en el caso de satélites en órbita alrededor de la Tierra.
2. Presencia de otros cuerpos con fuerza gravitatoria preponderante como la Luna y el Sol para el caso de satélites alrededor de la Tierra.
3. Presión solar debida al impacto de fotones en el cuerpo de la nave.
4. Arrastre atmosférico debido a la presencia de atmósfera, aplicable sólo para el caso de órbitas LEO.
5. Torques magnéticos, inducido por un momento magnético residual, con lo que se modela a la nave como un dipolo. Sólo ocurre en la magnetósfera.
6. Torque debido a la expulsión de masa, como en el caso de las maniobras para corrección de órbitas, las cuales se realizan mediante la expulsión de gases presurizados por los motores de la nave.



Subsistema de control de orientación(ADCS).

La manera de controlar el apuntamiento y orientación de una nave consiste en un sistema de control de lazo cerrado, donde se compara la medición de la actitud (orientación) de la nave con respecto a un valor deseado. La diferencia de éstos valores o señal de error se utiliza para determinar un torque correctivo T_c , el cual se implementa mediante los actuadores abordo utilizados para este fin.

La siguiente diagrama de bloques ilustra este proceso.

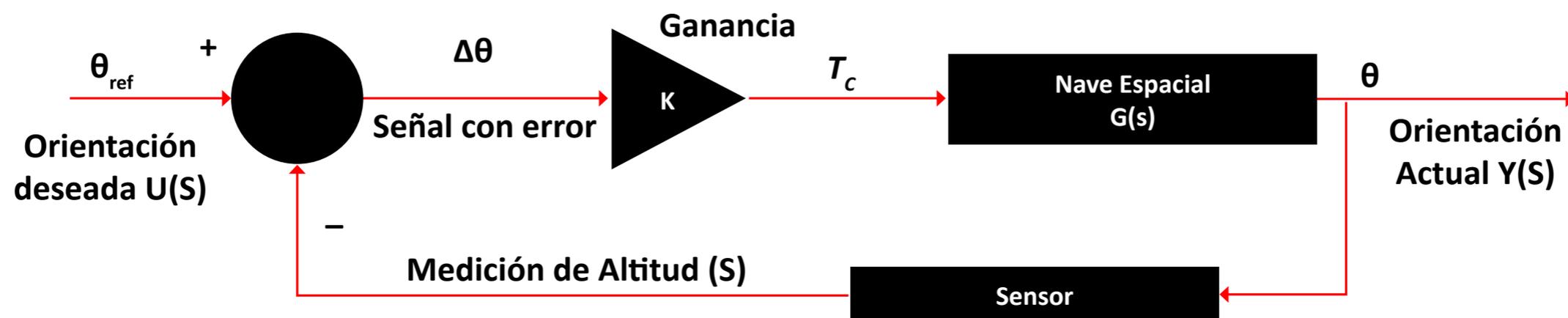
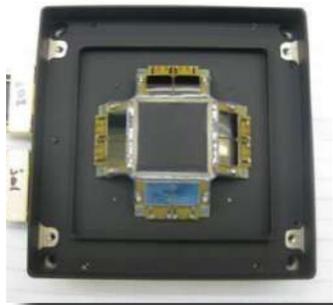


Imagen obtenida de Introduction to Spacecraft Design, Sandhoo & Hernández



Subsistema de control de orientación (ADCS).

Actuadores. Existen diferentes tipos de actuadores que permiten controlar y corregir la orientación de una nave:



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



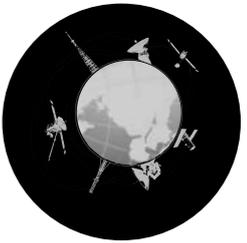
Magnetómetros: estos sensores tienen la capacidad de medir el componente del campo magnético en una dirección particular (vectoriales).



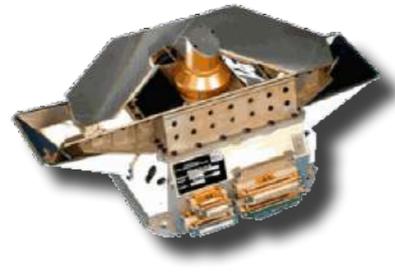
Sensores seguidores de estrellas (Star Trakers): mide la posición de la nave con respecto a un campo de visión de la bóveda celeste en una determina época del año (marco espacio-temporal).

Proporcionan una precisión muy elevada. Utilizan dispositivos ópticos como CCD (Charge Coupled Devices) en conjunto de lentes ópticos para formar la imagen del campo de visión y procesadores de imágenes.

El modelo de campo magnético para su uso en la determinación de la actitud (orientación) de la nave espacial es el llamado modelo dipolar inclinado. Proporciona un vector conocido en el espacio inercial como una función de la posición del satélite en órbita y contra la cual una medición hecha en coordenadas del cuerpo de la nave puede ser comparado.



Subsistema de control de orientación (ADCS).



Sensores del horizonte de la Tierra (Earth sensors):

estos sensores poseen un amplio campo de visión mediante el cual detectan las transiciones Tierra/Espacio. Son sensores ópticos (infrarojo) con codificadores que permiten obtener las transiciones angulares Tierra/Espacio y Espacio/Tierra, es decir, comparan el calor de la atmósfera contra la radiación más fría del espacio. Se utilizan comúnmente en misiones de observación de la Tierra.

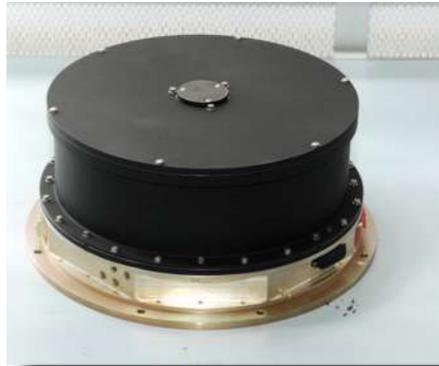


Giroscopio:

determina la orientación inercial, es decir, miden la razón de cambio de los ángulos roll, pitch y yaw de la nave con respecto al espacio inercial. Se utilizan en arreglos de tres y mediante integración pueden obtener el valor del ángulo. Pueden ser basados en sistemas óptico (RLG ó Ring Laser Gyro), los cuales son bastante precisos y compactos debido a su composición mediante interferómetros.



Subsistema de control de orientación (ADCS).



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.

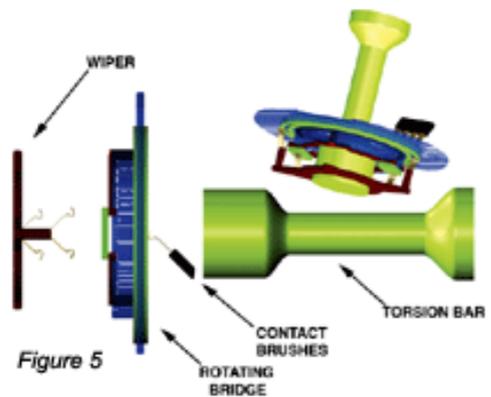


Generadores de torques magnéticos:

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.



Subsistema de control de orientación (ADCS).



Barras de torción 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 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.



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.



Subsistema de Propulsión.

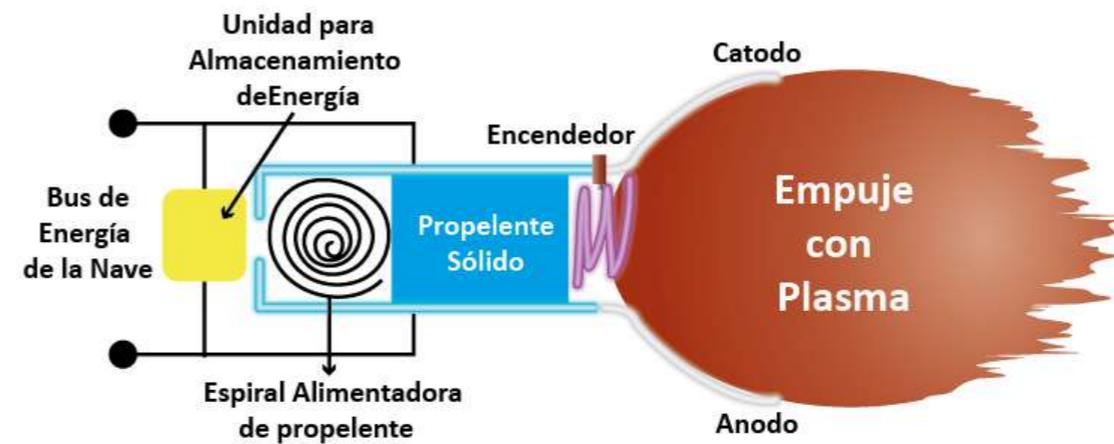
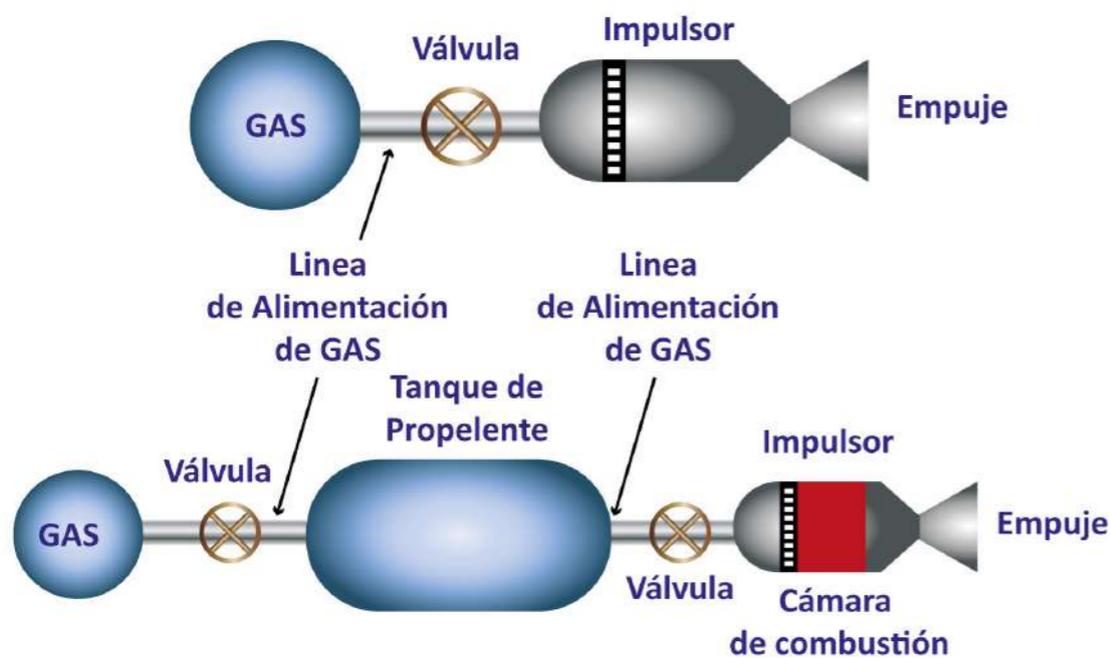
De los combustibles utilizados se tienen principalmente los siguientes tipos:

- **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.
- **Bipropelante:** complejo y de mayor costo pero de alto desempeño, con $I_{sp} \approx 250 - 300s$, $400s$ de I_{sp} para H_2O_2 . Presenta una capacidad de impulso mínimo grande.
- **Plasma:** sencillo y de relativo bajo costo, con un alto desempeño del orden de $I_{sp} \approx 1000 - 3000s$. Con capacidad de impulso pequeño muy pequeña.

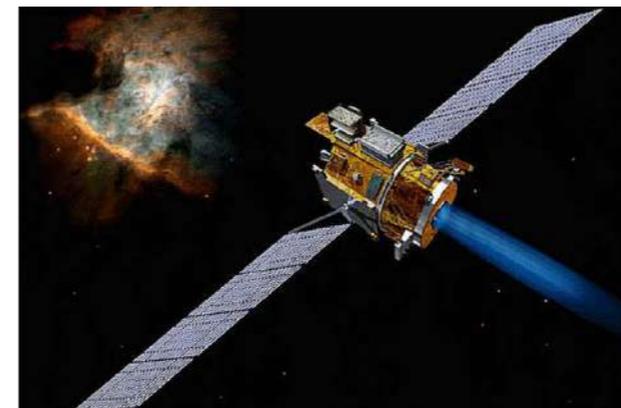


Subsistema de Propulsión.

Esquemas de diferentes combustibles en sistemas de propulsión.



Ablación — Ionización — Aceleración



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

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



Subsistema 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 U235; es un sistema listo de 1972.
- **Nuclear Thermal-Rotating Bed:** sistema basado en una reacción con un refractario de U235 empaquetado. Presenta un temperatura de núcleo muy elevada debido a que no se tienen requerimientos estructurales; es un sistemas relativamente de bajo costo y sencillo, con un $Isp \approx 1000-1200$ s
- **Nuclear Thermal-Gas Core:** sistema basado en vapor de UF6 o U235. Presenta un impulso específico de $Isp \approx 1500$ s .
- **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 $Isp \approx 3000$ s 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*).

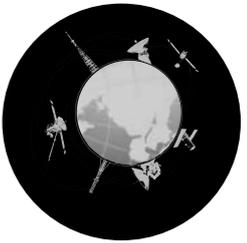


Subsistema de Control Térmico. (TCS)

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.

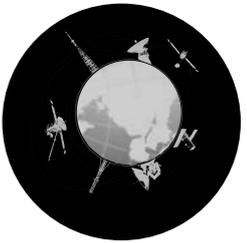


Subsistema de Control Térmico. (TCS)

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/m^2 .
- **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/m^2 , y en GEO se reduce hasta unos 5 W/m^2 .
- **Calor internamente generado:** producido en los diferentes subsistemas de la nave.



Subsistema de Control Térmico. (TCS)

Transferencia de calor.

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

Conducción, modelada a partir de la ecuación de Fourier.

$$Q = kA \frac{dT}{dx}$$

Radiación, basada en la ecuación de Stefan-Boltzman.

$$Q = kA \varepsilon A \sigma T^4$$

Tomado de Introduction to Spacecraft Design, Sandhoo & Hernández.

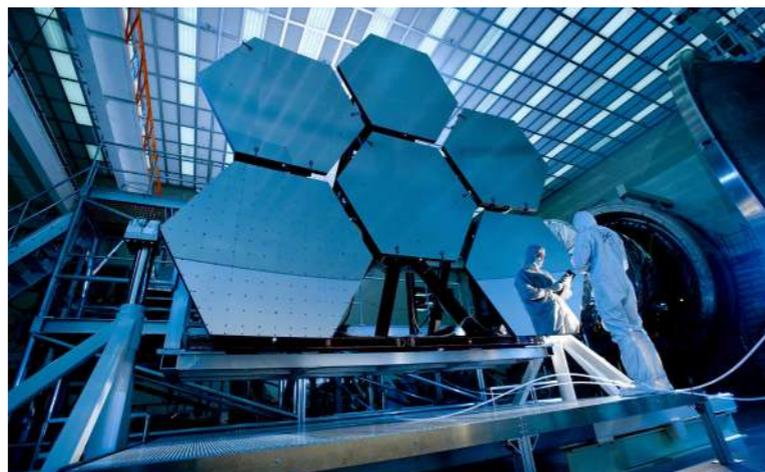
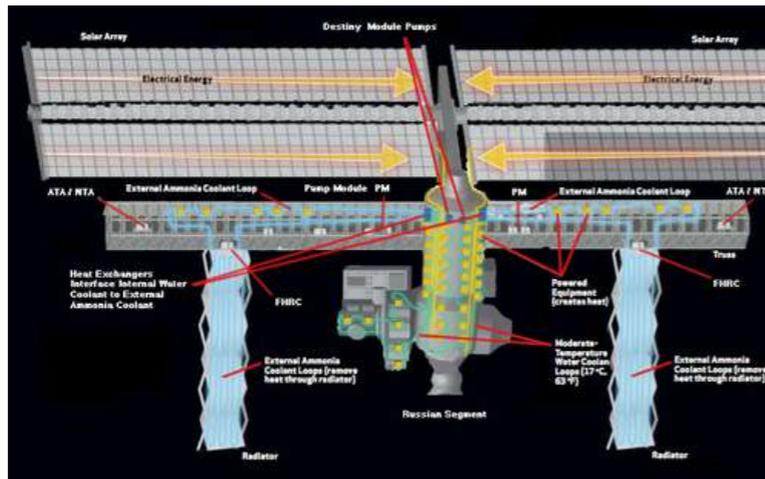


Subsistema de Control Térmico. (TCS)

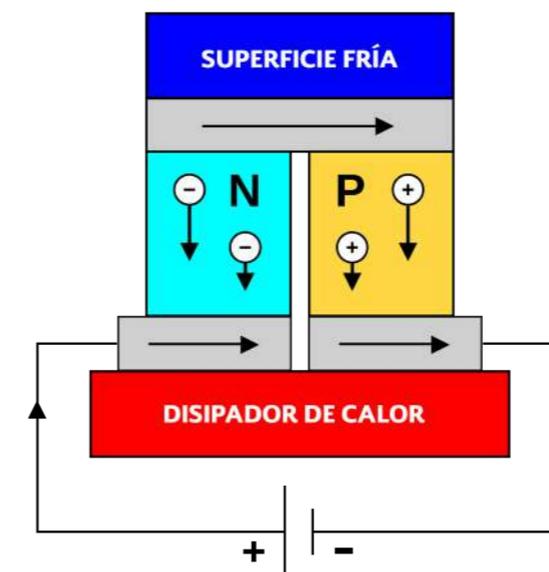
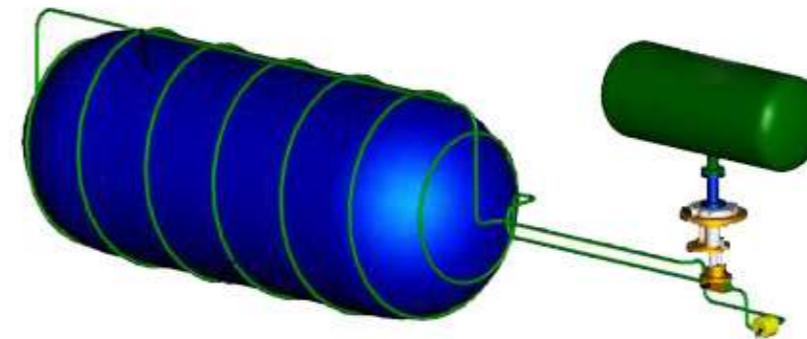
Dispositivos de control térmico.

Dentro de los dispositivos de control térmico se tienen de 2 tipos:

Pasivos



Activos





Subsistema de Control Térmico. (TCS)

Dispositivos de control térmico.

Dentro de los dispositivos de control térmico **pasivos** se encuentran:

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 junta 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.





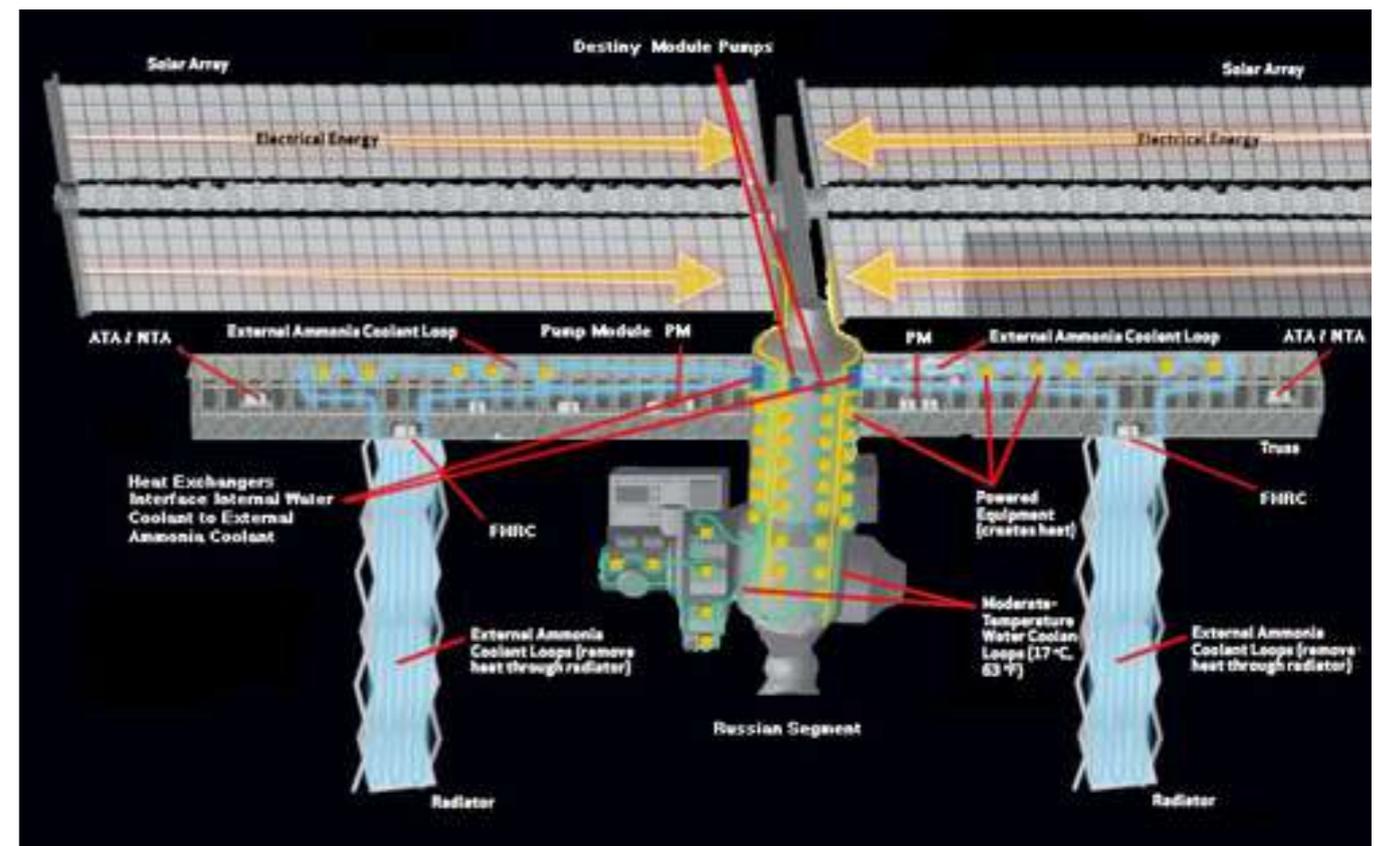
Subsistema de Control Térmico. (TCS)

Dispositivos de control térmico.

Dentro de los dispositivos de control térmico **pasivos** se encuentran:

Dispositivos de cambio de fase de sustancias: son sistemas que realizan intercambio de calor a 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.





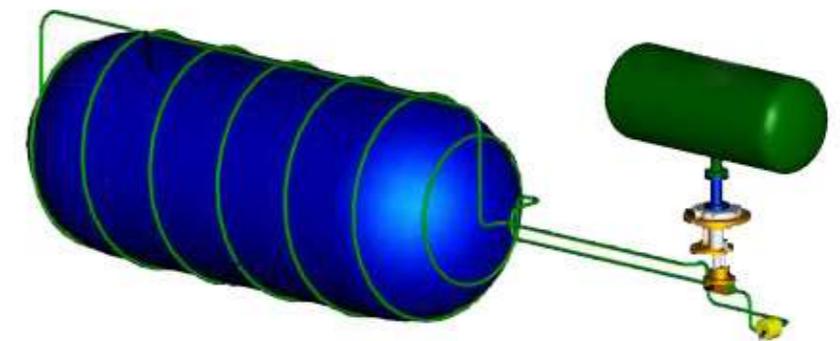
Subsistema de Control Térmico. (TCS)

Dispositivos de control térmico.

Dentro de los dispositivos de control térmico **activos** se encuentran:

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.

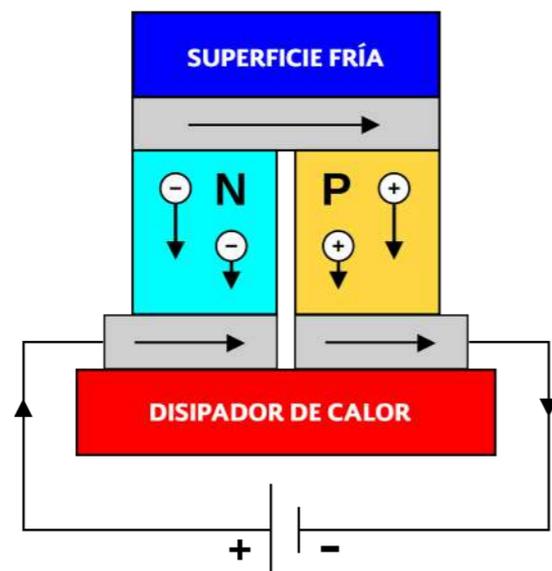




Subsistema de Control Térmico. (TCS)

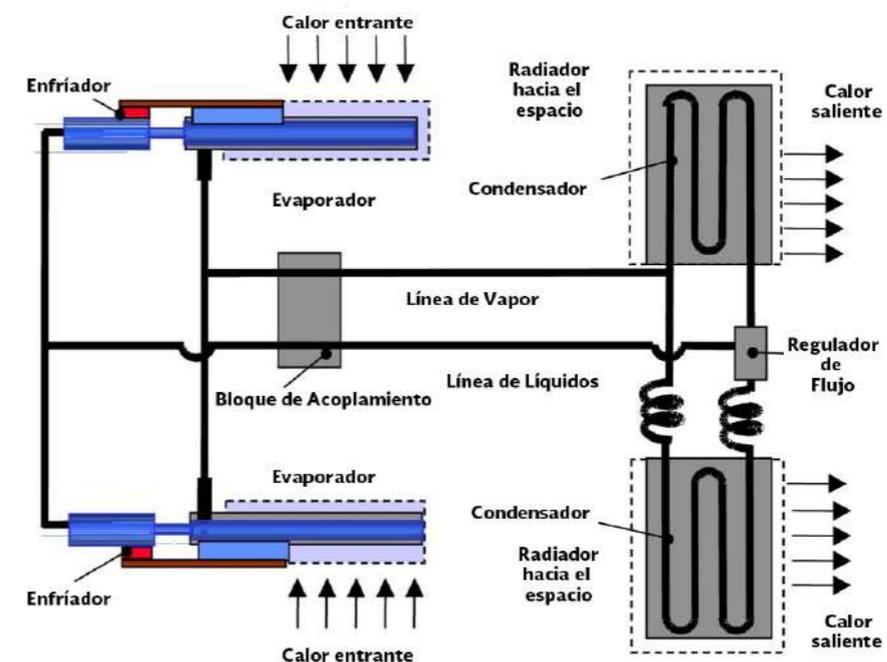
Dispositivos de control térmico.

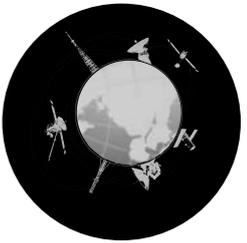
Dentro de los dispositivos de control térmico **activos** se encuentran:



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 la 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.



Estructura

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.



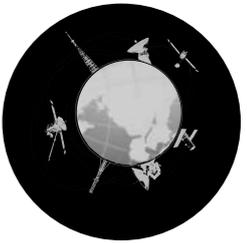
- **Estructura de marco**, que incorpora paneles grades montados en el marco, donde se montan los diferentes componentes del bus y el payload. Permiten montajes fáciles con buena transferencia de calor, utilizando componentes de tipo “caja negra”.



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 este mismo subsistema, a través de señales de RF que, mediante la determinación de retrasos en frecuencia, obtienen la distancia que hay entre la nave y la estación terrena de control.



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

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

- **Antena bicono** montado en uno de los paneles de la nave. Se utilizan en ocasiones más de una antena, las cuales tiene las características de ser omnidireccional y/o de cobertura amplia, a fin de mantener comunicación en etapas como la órbita de transferencia de satélites GEO (GTO ó Geo-Transfer Orbit), operaciones especiales, pérdida de apuntamiento de la nave o situaciones de contingencia.
- **Una etapa receptora de comandos** (Command Receiver o CMR) conformada por switches, multiplexores, guías de onda y cable coaxial.
- **Etapa de transmisión de telemetría** compuesta por transmisores digitales redundantes, multiplexores, switches y guías de onda así como cables coaxiales.



MÓDULO 3: SISTEMAS ESPACIALES (SEGMENTO ESPACIAL)

1. Misión y carga útil.

➤ 2. Elementos de un satélite o nave espacial:

2.1 Bus

2.1 Subsistema de energía.

2.2 Comando y manejo de datos (C&DH).

2.3 Subsistema de control de orientación (ADCS)

2.4 Propulsión.

2.5 Control térmico (TCS).

2.6 Estructura.

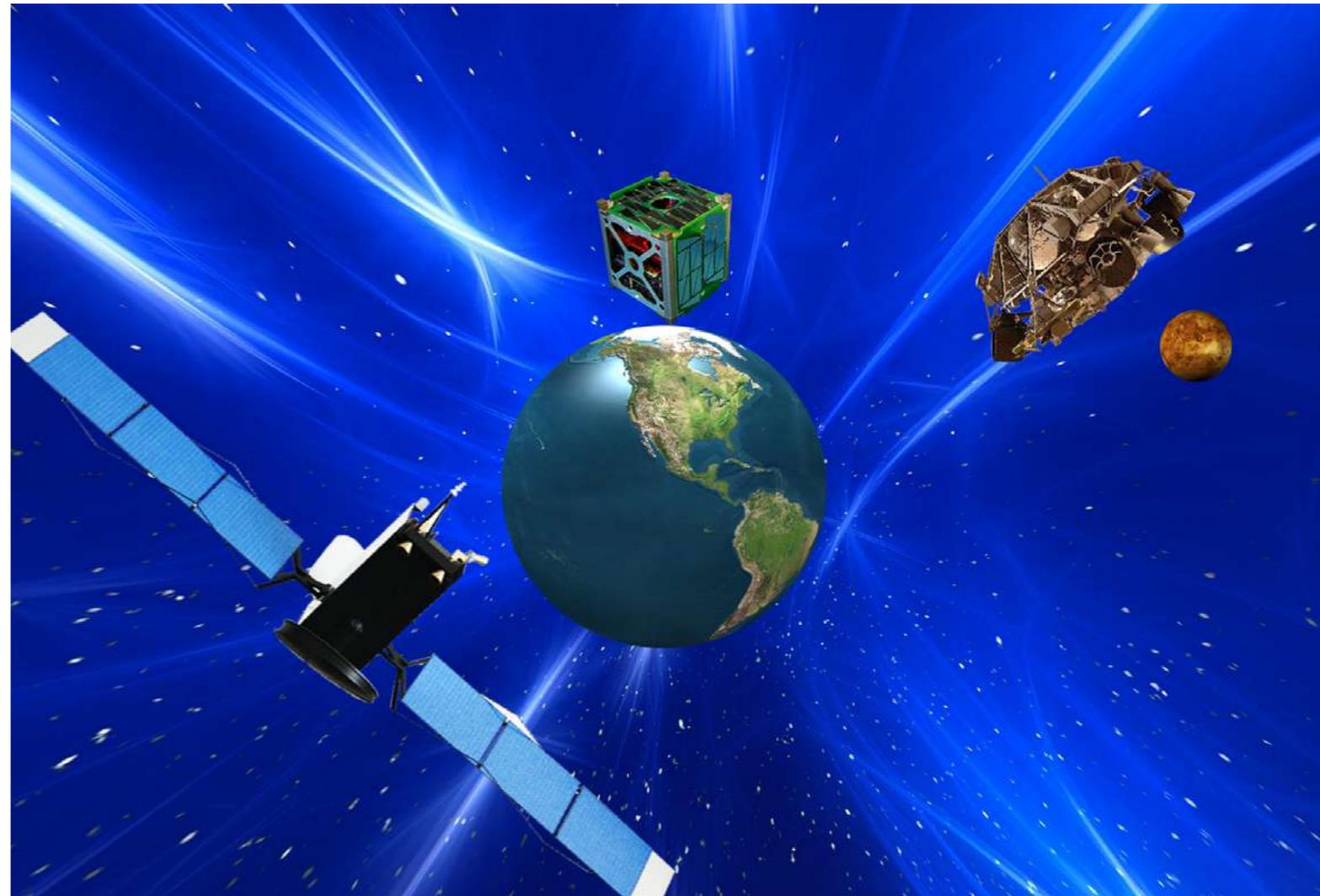
2.7 Subsistema de telemetría, comando y rango (TC&R).

➤ 2.2 Carga útil (PL).



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.





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:

- *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 seleccione una línea de base.*
- *Evaluar el costo del ciclo de vida y operabilidad.*
- *Documentar e iterar.*



EJEMPLO (Diseño de la carga útil)





PERFORMANCE

Diseño de la carga útil.

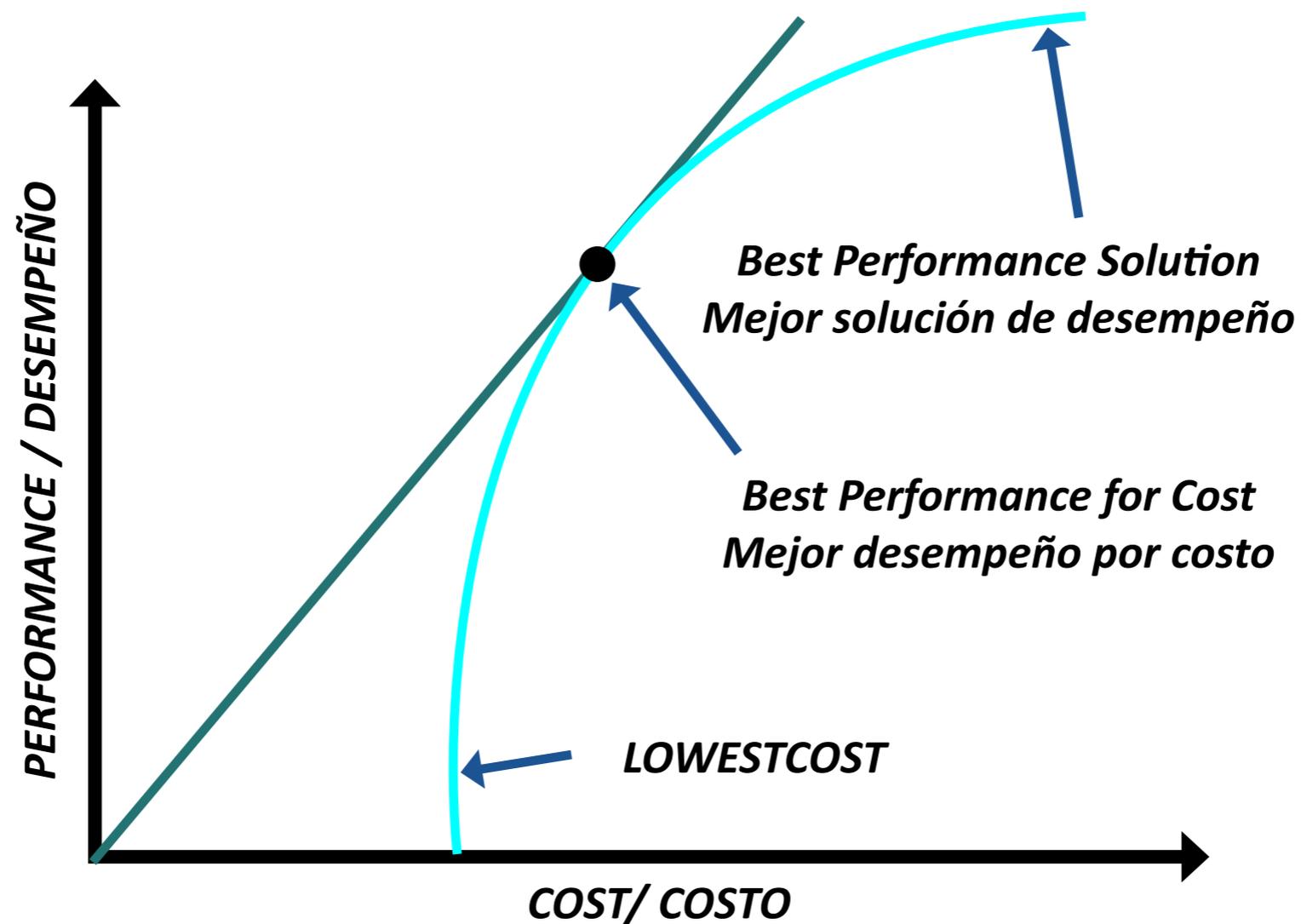


Imagen obtenida de Introduction to Spacecraft Design, Sandhoo & Hernández.



SCT

SECRETARÍA DE
COMUNICACIONES
Y TRANSPORTES

AEM

AGENCIA ESPACIAL
MEXICANA