

Resúmenes de Vehículos Espaciales y Misiles

Author: Guillem Borrell i Nogueras

Revision: 0.1

Índice de contenidos

2. El entorno espacial

El entorno de un vehículo espacial

El medio espacial

Efectos sobre el vehículo

Efectos sobre el hombre

Sistemas de coordenadas

Sistemas inerciales

Sistema heliocéntrico (SXYZ)

Sistema Geocéntrico Eclíptico (OXYZ)

Sistema Geocéntrico Ecuatorial (Oxyz)

Sistemas no inerciales

Sistema geográfico $Ox_0y_0z_0$

Sistema Topocéntrico

Tiempos

Tiempo solar

Tiempo sidéreo

3. El entorno planetario

La gravitación universal

Deducción a partir de las leyes de Kepler

El potencial gravitatorio

Potenciales planetarios

Las atmósferas planetarias

Modelos estáticos

Modelos dinámicos

4 y 5. El problema de los dos cuerpos

Los elementos orbitales

La ecuación de la energía

6. Trazas, cobertura y visibilidad

Trazas

7. Perturbaciones

- El achatamiento terrestre
- La resistencia atmosférica
- Perturbaciones Luni-solares
- La presión de la radiación solar

22. Movimiento Unidimensional de un vehículo cohete

- Ecuación del movimiento

25. Misiles tácticos. Concepción y operación

- Clasificación por la forma de operación del sistema de guiado

- Autoguiados
- Teleguiados
- Haz director
- Línea de mira
- Inercial
- Doppler
- Referencia del terreno
- GPS

- Clasificación por la radiación utilizada

- Clasificación por el tipo de misión

Comportamiento aerodinámico general de los misiles tácticos

- Configuraciones típicas de misiles tácticos

- Sumario de criterios para selección de configuración cruciforme

- Estudio comparativo de las cuatro configuraciones típicas

- Rapidez de la Respuesta Dinámica
- Realización mecánica
- Momentos de charnela
- Ángulo de ataque en vuelo:
- Control del alabeo
- Comportamiento en transónico
- Entrada en pérdida o saturación

27a. Sistemas de autoguiado

- Descripción de un sistema de autoguiado

- Comparación de los sistemas de guiado

- Autoguiado activo

- Aplicación aire-aire
- Aplicación aire-superficie
- Aplicación superficie-aire
- Aplicación sup-sup
- Radiaciones utilizadas

- Autoguiado semiactivo

- Aplicaciones aire-aire
- Aplicación aire-sup
- Aplicación sup-aire
- Aplicación sup-sup
- Radiaciones utilizadas
- Autoguiado pasivo
 - Aplicación aire-aire
 - Aplicación aire-sup
 - Con radiación IR
 - Con radiación visible
 - Con radiación MMW
 - Antirradar
 - Aplicación sup-aire
 - Aplicación sup-sup
 - Radiaciones utilizadas
- 27b. Telemando y Haz Director
 - Sistema generalizado de Telemando
 - Aplicaciones
 - Sistemas de guiado por Haz Director
 - Requerimientos y Limitaciones Generales de los Componentes
 - Rampa de lanzamiento
 - Sistema de guiado
 - Información para el Guiado del Haz Director
- 28. Navegación inercial. Principios y Componentes
 - Introducción a la navegación inercial
 - Mecanización del sistema
 - Plataforma flotante
 - Plataforma *Strap-Down*
- Examen 3 Febrero de 2007
 - Ejercicio de teoría
 - Bloque de preguntas de respuesta breve
 - Bloque de preguntas de desarrollo
 - Problema

2. El entorno espacial

El entorno de un vehículo espacial

El medio espacial

El medio espacial interplanetario está dominado por la acción gravitatoria del Sol, que es además la principal fuente de energía dentro del Sistema Solar. Su emisión de energía se produce en forma

de *Radiación Electromagnética* inversamente proporcional al cuadrado de la distancia al Sol. En las proximidades de la Tierra su intensidad es de 1370 W/m^2 .

Una pequeña parte de la energía emitida por el Sol está formada por el *Viento Solar* y también por parte del espacio interplanetario nos llegan los *rayos cósmicos*.

A pesar de estas radiaciones el espacio puede considerarse como vacío.

En las proximidades de la Tierra debemos considerar la presencia de una *atmósfera enrarecida*, de su *campo magnético* y de la presencia de *basura espacial*. En lo que respecta al campo magnético terrestre podemos aproximarlo por un dipolo magnético deformado por las partículas provenientes del viento solar. Se extiende unos siete radios en la dirección diurna y unos 1000 en la dirección nocturna. En su interior encontramos los *cinturones de Van Allen*, cinturones de radiación.

Efectos sobre el vehículo

El medio espacial influye en el movimiento del vehículo modificando su órbita kepleriana. Se debe principalmente a tres factores

- El complejo campo gravitatorio terrestre
- Las capas altas de la atmósfera terrestre.
- La presión de la radiación solar

El vacío espacial puede provocar una grave sublimación de los materiales fácilmente volátiles y los gases emitidos condensables pueden situarse en elementos ópticos (inutilizándolos), articulaciones (pudiendo formar soldaduras frías), aparatos electrónicos (provocando corto-circuitos) por lo que dichos materiales deben evitarse.

La radiación ultravioleta degrada las células fotovoltaicas y las partículas de alta energía pueden provocar un *single particle upset*. Finalmente, debido a la ingravidez es necesario presurizar los depósitos de combustible líquido.

Efectos sobre el hombre

Más que la ausencia de una atmósfera lo que más efectos produce sobre el cuerpo humano es la ingravidez. Los efectos principales son los siguientes

- El *síndrome de adaptación*, vómitos, náuseas, mareos y malestar general debidos a la pérdida del sentido de verticalidad. Sus efectos se atenúan al cabo de 3 o 4 días y desaparecen en 4-8 semanas.
- *Alteraciones cardiovasculares* debidas a la variación de la distribución de la presión hidrostática del sistema cardiovascular. Se dilatan las aurículas y se modifica el funcionamiento hormonal.
- La *descalcificación ósea* es quizás el efecto más importante. Es una progresiva desmineralización del esqueleto debido a la pérdida de la posición vertical. Se recalifican otros órganos como el riñón y el hígado y la masa ósea perdida nunca llega a recuperarse por completo.
- La *atrofia muscular* debe paliarse con un estricto programa de ejercicio físico.

Sistemas de coordenadas

Sistemas inerciales

Sistema heliocéntrico (SXYZ)

Orígen: Sol

Plano fundamental: Plano de la eclíptica

Dirección fundamental: Dirección del primer punto de Aries

Coordenadas: Coordenadas angulares esféricas, longitud celeste λ y latitud celeste β .

Es un triedro inercial porque suponemos que el Sistema Solar está aislado del resto del universo y su centro de masas coincide con el Sol.

Sistema Geocéntrico Eclíptico (OXYZ)

Orígen: Tierra

El resto de parámetros son los mismos, sólo cambia el origen. Aunque no es un sistema estrictamente inercial lo suponemos así porque la aceleración de arrastre debida a la rotación Tierra-Sol es despreciable en las cercanías de la Tierra.

$$\gamma_a = \omega^2 L = 0.006m/s^2$$

Sistema Geocéntrico Ecuatorial (Oxyz)

Si al Sistema Geocéntrico Eclíptico se le gira un ángulo igual al de la oblicuidad de la eclíptica, $\epsilon = 23.5^\circ$, alrededor del eje OX se obtiene un nuevo triedro de proyección íntimamente ligado al plano ecuatorial que cumple las mismas propiedades de inercialidad.

Coordenadas: *Ascensión recta AR* y la *declinación δ*

Éste es el triedro inercial que se utiliza para el estudio de satélites artificiales. La tierra se mueve respecto a este triedro dando una vuelta completa cada 23 horas, 56 minutos y 4 segundos. Ligado a este triedro se encuentra la esfera celeste.

Sistemas no inerciales

Sistema geográfico $Ox_0y_0z_0$

Sistema íntimamente ligado a la Tierra.

Orígen: Tierra

Plano fundamental: Plano ecuatorial terrestre

Dirección fundamental: Intersección del plano ecuatorial con el meridiano de Greenwich.

Coordenadas: Longitud geográfica λ , latitud geográfica ϕ , altura sobre el elipsoide de referencia H

Se define el *Elipsoide internacional de referencia* como el elipsoide que ajusta la superficie terrestre con un radio de 6378388m y un aplamamiento $f = \frac{R-R_p}{R}$ de 1/127.

Sistema Topocéntrico

También ligado a la Tierra

Plano fundamental: Plano tangente al elipsoide de referencia

Ejes: E_x según el paralelo local y positivo hacia el Este, E_y según el meridiano local y positivo hacia el Norte y E_z según la vertical local y positivo hacia el cénit

Coordenadas: Distancia al objetivo observado ρ , azimut A y altura o elevación sobre el plano horizontal h .

Se utiliza en las estaciones de rastreo.

Tiempos

Tiempo solar

Se define un *día solar medio* como la fracción $1/365,2421988$ del año trópico. Cada lugar del mundo tiene una hora propia para adaptarla a las horas de luz diurna, son los llamados *husos horarios*. Como referencia común existe el *Tiempo Universal* que es la hora solar media en el Meridiano de Greenwich.

Para datar eventos pasados incompatibles con el calendario actual se utiliza el *Día Juliano*, (**JD**), una cuenta de días desde el 1º de Enero del año 4713 AD. El paso de día se realiza a las 12:00 UT y se utilizan fracciones de día para medir el tiempo.

Tiempo sidéreo

Para poder determinar, en cualquier instante, la posición de una cierta estación terrena respecto al punto de Aries nos basta para ello conocer la *AR* del meridiano de Greenwich.

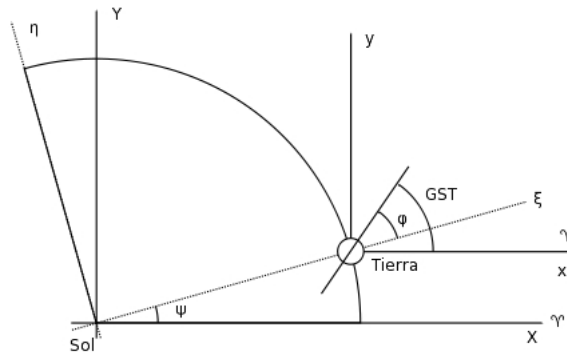


Figure 1: Diagrama para la deducción del GST

El GST es un ángulo cuyo valor se deduce de integrar la velocidad angular del meridiano de Greenwich en relación con el punto de Aries.

$$\frac{d}{dt}GST = \dot{\phi} + \dot{\psi} = 0.000072921158 \frac{rad}{s}$$

3. El entorno planetario

La gravitación universal

Deducción a partir de las leyes de Kepler

La *Ley de la Gravitación Universal* indica que dos masas puntuales M y m en presencia una de otra y separadas entre sí una distancia r están sometidas a una atracción mútua F dirigida según la línea que une las dos masas y de valor:

$$F = -G \frac{Mm}{r^2}$$

Esta forma se puede deducir de las 3 leyes de Kepler:

1. Las órbitas de los planetas son elipses, uno de cuyos focos está ocupado por el sol
2. La velocidad areolar de los planetas es constante

3. Los cuadrados de los períodos de los planetas son proporcionales al cubo de sus semiejes mayores

Escribimos la ecuación de la dinámica del movimiento central:

$$F = m[(\ddot{r} - r\dot{\theta}^2)\vec{e}_r + (2\dot{r}\dot{\theta} + r\ddot{\theta})\vec{e}_\theta]$$

La componente circunferencial de la aceleración puede escribirse como:

$$2\dot{r}\dot{\theta} + r\ddot{\theta} = \frac{2}{r} \frac{d}{dt} \left(\frac{r^2\dot{\theta}}{2} \right)$$

aparece en esta expresión la derivada de la velocidad areolar, que según la 2ª ley de Kepler es nula. El valor de la integral primera $h = r^2\dot{\theta}$ se conoce como la constante de áreas y representa el momento cinético del cuerpo dividido por su masa.

En virtud de la 1ª ley de Kepler se cumple que la fórmula de la trayectoria es:

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos \theta}$$

Llevándolo a la expresión de la fuerza tenemos que

$$F = m(\ddot{r} - r\dot{\theta}^2) = -m \frac{h^2}{r^2 a (1 - e^2)}$$

La única variable del lado derecho de la igualdad es el radio, esto significa que la atracción es inversamente proporcional al cuadrado del radio. Finalmente, expresando la 3ª ley de Kepler de la forma

$$P^2 = K a^3$$

Tomando la velocidad areolar $\frac{h}{2}$ y el área de la elipse $\pi a^2 \sqrt{1 - e^2}$ llegamos a que

$$4\pi^2 a^4 \frac{1 - e^2}{h^2} = K a^3 \quad \rightarrow \quad \frac{4\pi^2}{K} = \frac{h^2}{a(1 - e^2)}$$

Sustituyendo K por GM y volviendo a la ecuación de la fuerza de atracción (aquí con un poco de magia) llegamos a la ley de gravitación universal.

El potencial gravitatorio

Si evaluamos el trabajo elemental producido por dos fuerzas atractivas llegamos a que el potencial gravitatorio es:

$$U = G \frac{Mm}{r}$$

Aunque normalmente se da por unidad de masa como

$$U = \frac{\mu}{r}$$

Podemos aplicar la fórmula fundamental de los campos potenciales para obtener la gravedad

$$\vec{v} = -\nabla\phi \quad \rightarrow \quad \vec{g} = -\nabla U = -\frac{\mu}{r^3} \vec{r}$$

Potenciales planetarios

El modelo anterior es válido sólo para masas puntuales. La fórmula general para el potencial planetario es

$$U = G \int_M \frac{dm}{\bar{\rho}}$$

Si asimilamos la masa a una esfera podemos utilizar un resultado fundamental demostrado por Newton: *El potencial gravitatorio creado por esferas homogéneas, o por esferas cuya densidad sea función de la distancia al centro, es el correspondiente a un punto material de masa igual a la de la esfera y situado en el centro de la misma.*

El modelo esférico es una primera aproximación, pero podemos ajustar más el modelo suponiendo que el cuerpo es un elipsoide de revolución, es decir, tiene simetría de revolución. Este modelo es ajusta más a los planetas, ligeramente achatados debido a su rotación. Para escribir el potencial solemos utilizar los polinomios de Legendre. De todos los elementos del desarrollo polinómico el más importante es el debido al achatamiento terrestre

$$U(r, \varphi) = \frac{\mu}{r} \left[1 + \frac{1}{2} J_2 \left(\frac{R}{r} \right)^2 (1 - 3 \sin^2 \varphi) \right]$$

El método más preciso es utilizar el producto tensorial de los polinomios de Legendre para crear un potencial dependiente de las latitudes y longitudes geográficas. La expresión general del desarrollo es

$$U(r, \lambda, \phi) = \frac{\mu}{r} \sum \sum J_{nm} \left(\frac{R}{r} \right)^n P_{nm}(\sin \phi) \cos m(\lambda - \lambda_{nm})$$

Las atmósferas planetarias

Modelos estáticos

Los modelos atmosféricos planetarios, al igual que los modelos terrestres, están basados en dos hipótesis

1. La atmósfera se encuentra en equilibrio hidrostático
2. Verifica la ecuación de estado de los gases perfectos

Esto nos proporciona dos ecuaciones

$$dp = -\rho g dh \quad p = \rho R_g T$$

Combinando estas dos ecuaciones se llega a la cuadratura siguiente

$$p = p_0 \exp \left(- \int_0^h \frac{g}{R_g T} dh \right)$$

Como ya disponemos de modelos para el campo gravitatorio lo que nos queda por saber es la presión en la superficie, la distribución de temperatura en función de la altura y la composición de la atmósfera.

Modelos dinámicos

Para las capas altas de la atmósfera no es suficiente con el modelo estático. Por encima de los 100 km se necesitan modelos mejores, aunque normalmente se ajustan a posteriori. Estos modelos son cíclicos y tienen en cuenta

- Los ciclos de actividad solar de 11 años
- La rotación del sol sobre su eje de 27 días
- Las fluctuaciones del campo magnético terrestre debidas al viento solar
- La variación diurna debida al calentamiento global.

4 y 5. El problema de los dos cuerpos

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \nu}$$

Los elementos orbitales

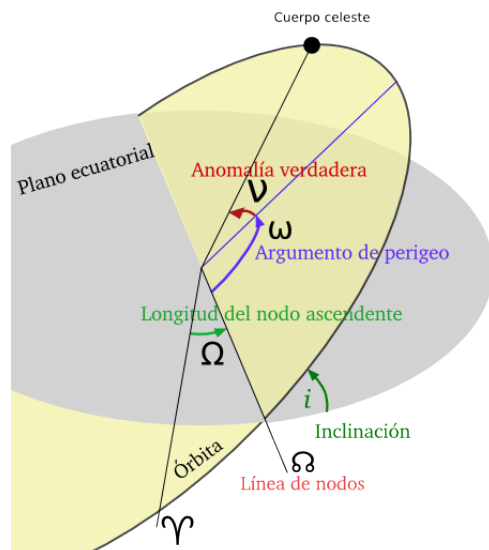


Figure 2: Elementos orbitales para una órbita terrestre.

i , inclinación: Es el ángulo, medido en el nodo ascendente entre el plano ecuatorial y el plano orbital. Sus valores están comprendidos entre 0° y 180°

Casos particulares son:

- $i = 0^\circ$ o 180° : órbitas ecuatoriales
- $i = 90^\circ$: órbitas polares
- $i < 90^\circ$: órbitas directas
- $i > 90^\circ$: órbitas retrógradas

Ω , Ascensión Recta del nodo ascendente: Ángulo medido en el plano ecuatorial y hacia el Este, entre el equinoccio vernal y el nodo ascendente. Resulta indefinido para órbitas ecuatoriales

ω , argumento del perigeo: Ángulo medido en el plano orbital entre el nodo ascendente y la dirección del perigeo en el sentido del movimiento. Resulta indefinido para órbitas ecuatoriales sin nodo ascendente y para órbitas circulares.

e , excentricidad: Cantidad adimensional que especifica el tipo de cónica y por tanto la forma de la órbita

- $e = 0$: circunferencia
- $0 < e < 1$: elipses
- $e = 1$: parábola
- $e > 1$: hipérbola

p , parámetro de órbita: Magnitud escalar, con dimensiones de longitud, que da una idea del tamaño de la órbita. Es el radio vector correspondiente a una anomalía verdadera de 90° .

$$p = \frac{h^2}{\mu}$$

$$p = a(1 - e^2) \text{ elipses}$$

$$p = a(e^2 - 1) \text{ hiperb}$$

Falta un sexto parámetro posiciona el cuerpo dentro de su órbita. Puede ser la anomalía verdadera, la excéntrica...

Todo conjunto de elementos que definan una órbita pueden ser considerados parámetros orbitales.

La ecuación de la energía

$$V^2 = \frac{\mu}{r} \quad \text{circular}$$

$$V^2 = \frac{2\mu}{r} - \frac{\mu}{a} \quad \text{eliptica}$$

$$V^2 = \frac{2\mu}{r} \quad \text{parabolica}$$

$$V^2 = \frac{2\mu}{r} + \frac{\mu}{a} \quad \text{hiperbolica}$$

6. Trazas, cobertura y visibilidad

Trazas

Se define la traza de un satélite como la figura que resulta de la intersección de la línea centro de la Tierra-satélite (el punto subsatélite) con la superficie terrestre. La representación de esta traza sobre un Mapamundi sería una curva parecida a una sinusoida.

Se deduce fácilmente que el desfase en longitud entre dos nodos ascendentes consecutivos es igual a

$$|\Delta\lambda| = w_T 2\pi \sqrt{\left(\frac{a^3}{\mu}\right)}$$

7. Perturbaciones

El achatamiento terrestre

Es la fuente principal de perturbación para satélites cercanos y representa una desviación del campo gravitacional newtoniano. El segundo armónico esférico del potencial terrestre J_2 es tres ordenes de magnitud menor que el término kepleriano lo que representa un a fuerza a tener en cuenta cuando se calculan trayectorias con precisión.

El achatamiento terrestre no modifica el valor del semieje mayor, por consiguiente no cambia la energía de la órbita. Se puede destacar además lo siguiente

- No hay perturbaciones seculares en la excentricidad ni en la inclinación

- La Ascensión Recta del nodo ascendente experimenta un cambio por revolución dado por

$$\Delta\Omega = -3J_2\pi \left(\frac{R}{p}\right)^2 \cos i$$

- El argumento del perigeo experimenta un cambio por revolución dado por

$$\Delta\omega = \frac{3}{2}J_2\pi \left(\frac{R}{p}\right)^2 (5\cos^2 i - 1)$$

Estos dos cambios por revolución son los importantes efectos del achatamiento terrestre sobre las órbitas de los satélites. *La regresión de los nodos* produce un giro retrógrado para órbitas directas del plano orbital respecto al eje polar y el *avance del perigeo* se produce para ciertos valores de i .

Este comportamiento se utiliza para las órbitas heliosíncronas

La resistencia atmosférica

Para órbitas satelarias bajas y para las muy excéntricas con perigeo bajo es importante tener en cuenta las fuerzas aerodinámicas de fricción debidas a las capas altas de la atmósfera.

Los efectos de la resistencia atmosférica son una disminución de la energía de la órbita. No varía su plano orbital y casi no lo hace su altura de perigeo, sin embargo la altura de apogeo se va reduciendo. Este resultado teórico puede utilizarse para el proceso de aerofrenado multipaso

En las órbitas circulares bajas la fricción provoca una lenta espiralización de la trayectoria a su vez que la resistencia aumenta la velocidad del satélite (paradoja del Sputnik). El resultado final es la degradación de la órbita y la desintegración del satélite en la atmósfera.

Perturbaciones Luni-solares

Puede ser que las órbitas lejanas se vean influidas por la presencia de la Luna. En este caso debemos tener en cuenta que el centro de atracción no es el centro de la Tierra sino el centro de masas del sistema Tierra-Luna.

La presión de la radiación solar

La presión recibida es proporcional al cociente entre la potencia recibida por unidad de área y velocidad de la luz

22. Movimiento Unidimensional de un vehículo cohete

Ecuación del movimiento

El movimiento del cohete se rige por estas dos ecuaciones:

$$m \frac{dV}{dt} = F - D - mg \sin \theta$$

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

El empuje puede ser además escrito de muchas otras maneras,

$$\begin{aligned} F &= \dot{m}v_e + A_e(p_e - p_a) = F_d + A_e(p_e - p_a) = \\ &= F_0 + A_e(p_e - p_0) = F_{SL} + A_e(P_e - p_{SL}) \end{aligned}$$

Se denomina Impulso Específico a la relación entre el empuje y el gasto másico del motor:

$$I_s = \frac{F}{\dot{m}}$$

Se denomina impulso total

$$I_T = \int_0^{t_b} F(t) dt = \int_0^{t_b} I_s \dot{m} dt$$

Finalmente, el incremento de velocidad ideal proporcionado por un cohete es

$$\Delta V_b = g_0 I_s \log \left(\frac{m_0}{m_0 - m_p} \right)$$

25. Misiles tácticos. Concepción y operación

Las características básicas de los misiles tácticos son:

Gran precisión: Puede llegar a centímetros en el caso de los modernos antitanque

Autonomía de Operación: Las fases de la operación con misiles son: detección, adquisición, identificación, lanzamiento, navegación y guiado y accionamiento de la carga militar.

El nivel de automatismo del misil alcanza un mayor número de fases según su misión

Alta maniobrabilidad: Las altas características de algunos blancos obligan al misil a aguantar aceleraciones laterales de hasta 40g

Altas velocidades: Son requeridas en muchos casos por el corto tiempo de vuelo exigido y la necesidad de alta maniobra. Aceleraciones axiales de hasta 30-40 g.

Propulsión Cohete: Es la ideal para los cortos tiempos de vuelo. También se emplean estatorreactores, turborreactores pequeños y estatocohetes.

Tecnología punta: Como cualquier material dedicado a matar gente

Clasificación por la forma de operación del sistema de guiado

Autoguiados

Pasivos: El sistema de guiado recibe la radiación del blanco, la detecta y el sistema de guiado ordena que se vuele hacia el centro de radiación.

Típicos: Detectores IR, I^2R , TV, UV, MMW, Sonido

Semiactivos: Desde la base de lanzamiento se ilumina y sigue al blanco con un haz de radiación. Esta se refleja en el blanco y es recibida y detectada por el misil, que comienza su navegación hacia la fuente de reflexión

Típicos: Radar de microondas, Láser con designador.

Activos: El misil emite la energía hacia el blanco y recibe la reflejada, que analiza para dirigirse a la fuente iluminada por él mismo

Típicos: Radar de microondas, radar MMW

Teleguiados

Los sistemas de telemando típicos antiaéreos siguen automáticamente al misil y al blanco con radares, conociendo sus posiciones y velocidades de manera continua. Las señales se procesan en la base y se mandan por radio al misil

Haz director

El blanco se sigue automáticamente con un radar o con un haz láser. El misil se mantiene dentro del haz, recibiendo la emisión y utilizándola para ordenarse a si mismo. Típica de misiles antiaéreos

Línea de mira

Similar al haz director pero ahora se sigue al blanco con la visual desde la estación de seguimiento. La desviación angular de la posición del misil respecto a la línea de mira se mide con un detector IR emitida por unas bengalas en la cola del misil. La desviación se procesa en la base y se manda al misil por radio o cable.

Inercial

Se utilizan giróscopos y acelerómetros para dotar al misil de una referencia de actitud y de aceleración. Una doble integración proporciona la posición y la velocidad del vehículo. Tiene la ventaja de ser totalmente autónomo. Hoy se combina con el GPS o con Referencia del Terreno

Doppler

Similar al utilizado en aviones y helicópteros. El misil envía tres o más haces radar a tierra y recibe la reflexión. Con ello y aplicando el principio Doppler mide su velocidad respecto a la tierra.

Referencia del terreno

Hay dos tipos característicos

Comparación con el relieve del terreno: Por medio de radio altímetros y guiado inercial y comparando con el relieve que lleva en memoria

Comparación con las características superficiales del terreno: Por medio de un Láser, I^2R , o MMW el misil detecta las características superficiales y las compara con su memoria.

GPS

Sistema de navegación por triangulación con una constelación de satélites.

Clasificación por la radiación utilizada

Infrarrojo (IR e I^2R): Son normalmente pasivos

TV automática: TV montada en la proa del misil y que sigue y detecta al blanco

Láser: Normalmente son de tipo semiactivo. Se proyecta el láser y el haz reflejado lo detecta el sensor del misil. Aunque la mayoría son semiactivos también se utilizan para captar la referencia del terreno

Ondas milimétricas (MMW): Son sistemas normalmente de tipo activo pero también pueden emplearse radiómetros pasivos

Radioondas: Suelen emplearse ondas de radio de alta frecuencia. Debe incluirse aquí también el GPS, que funciona en banda L

Sonido: Es difícil aislar el sensor del ruido del propio misil

Ultravioleta: Suele ser de intensidad demasiado baja como para ser el único sistema de guiado de un misil

Fusión de sensores: Lo habitual es combinar más de un sensor.

Clasificación por el tipo de misión

pendiente

Comportamiento aerodinámico general de los misiles tácticos

Configuraciones típicas de misiles tácticos

- Control canard
 - Controles delanteros
 - Superficies fijas sustentadoras detrás
- Control clásico
 - Controles en la parte trasera
 - Alas sustentadoras delante de los controles
- Control por deflexión del ala
 - Superficies sustentadoras y de control en la parte intermedia del cuerpo
 - Superficies fijas estabilizadoras detrás
- Control por deflexión del chorro de gases
 - Control deflectando la dirección del empuje por deflexión de la propia tobera o por la eyección de una tobera secundaria
 - Sustentación por alas fijas y/o fuselaje

Sumario de criterios para selección de configuración cruciforme

1. Maniobra en cualquier sentido con rapidez de respuesta máxima
2. Desacoplamiento de cadenas de guiado en picado y guiñada
3. Estudio y comportamiento en balaceo más asequire que en otras configuraciones
4. Si los controles y las alas están en línea el comportamiento a bajos y altos ángulos de ataque es coherente.

Estudio comparativo de las cuatro configuraciones típicas

Rapidez de la Respuesta Dinámica

Canard: Se obtiene una sustentación nula inicial que va creciendo rápidamente al aumentar el ángulo de ataque

Clásico: La respuesta dinámica es lenta y con retardo porque de inicio es negativa

Mando por ala: Se obtiene inmediatamente un aumento de la sustentación. La respuesta dinámica es la más rápida

Control por chorro: Similar al control clásico

Realización mecánica

Canard: Sencilla pues toda la electrónica se sitúa en la parte delantera del misil

Clásica: Complicada. El detector y el autodirector delante y los actuadores detrás. Obliga a tirar cables por el misil

Mando por ala: Diseño muy complicado para conseguir que todo esté por delante del motor

Control por chorro: Complicado puesto que mover toberas no es fácil en absoluto.

Momentos de charnela

Canard: Momentos altos pues la incidencia de los controles es muy superior a la real.

Clásico: Momentos bajos, la incidencia efectiva en los controles es menor que la real

Mando por ala: Momentos muy altos. Las fuerzas aerodinámicas sobre los controles son muy altas

Control por chorro: Del mismo orden que el control clásico

Ángulo de ataque en vuelo:

Canard: Para igual superficie alar y sustentación el ángulo de ataque será mayor debido a las pérdidas por la estela de los controles

Clásico: Mejor que el anterior por que no existen las estelas

Mando por ala: El ángulo de ataque será pequeño o nulo porque basta con utilizar los controles

Control por chorro: Similar al clásico si se dispone de superficies sustentadoras. En caso contrario el ángulo de ataque será grande

Control del alabeo

Canard: Imposible si sólo se utilizan los canards. Hay que adoptar otros métodos independientemente del mando

Clásico: Posible y fácil con deflexión diferencial de los controles

Mando por ala: Posible con deflexión diferencial en las alas, pero no fácil

Mando por control de chorro: Imposible con sólo una tobera

Comportamiento en transónico

El efecto de la estela de la deflexión de las superficies delanteras sobre las traseras es máximo en transónico

Canard: Superficies delanteras pequeñas, traseras grandes, la pérdida es relativamente pequeña

Clásico: Pérdida grande.

Mando por ala: Similar o peor que en el clásico:

Mando por chorro: Depende del resto de configuración. Puede no tener ningún problema

Entrada en pérdida o saturación

Canard: Pérdida antes en los mandos que en las alas, bastante pronto. El comportamiento depende del diseño.

Clásico: Los controles están sometidos a la estela de las alas. La pérdida llegará relativamente lejos

Mando por ala: Las alas están sometidas a la influencia de las sup. estabilizadoras. Su comportamiento será peor que los anteriores.

Mando por chorro: Sus superficies aerodinámicas no tienen ningún tipo de deflexión, su comportamiento estará entre el canard y el clásico.

27a. Sistemas de autoguiado

Los sistemas autoguiados son aquellos que incluyen dentro del propio misil el sistema de seguimiento del blanco, el guiado, la navegación y el control.

Distinguimos entre tres tipos de guiado como ya se ha visto anteriormente

- Autoguiado activo
- Autoguiado semiactivo
- Autoguiado pasivo

Se diferencian según la fuente de energía que ilumina el blanco. En el primero es el mismo misil el que la emite, en el segundo es un elemento externo y aliado del misil y en el tercero se detecta alguna señal de la presencia del misil.

Descripción de un sistema de autoguiado

El detector-seguidor es el elemento que proporciona información del blanco al misil. Según el tipo de misil puede ser sensible a algún tipo de energía como radiación visible, infrarroja, microondas, ondas milimétricas.

El bloque de navegación se muestra cercano al de guiado y puede existir independientemente o no de todo el bucle de control. Existirá independientemente en misiles tácticos de largo alcance que tengan una fase de guiado intermedio anterior al guiado terminal

La deflexión de los controles se realizará según la orden dada por el sistema de guiado por medio de actuadores.

Comparación de los sistemas de guiado

Tipo de sistema	Ventajas	Inconvenientes
Pasivo	<ul style="list-style-type: none">• Independencia del lanzador después del lanzamiento• Simplicidad	<ul style="list-style-type: none">• Sólo blancos de características específicas• Efectos atmosféricos importantes• Alcance relativamente corto

Tipo de sistema	Ventajas	Inconvenientes
Semiactivo	<ul style="list-style-type: none"> • Largo alcance • Simplicidad del misil 	<ul style="list-style-type: none"> • El lanzador comprometido hasta el impacto • Interferencias
Activo	<ul style="list-style-type: none"> • Independencia del lanzador • Todo blanco • Todo tiempo • Alta precisión 	<ul style="list-style-type: none"> • Relativo corto alcance • Mayor complicación en el misil • Interferencias

Autoguiado activo

Dos problemas típicos del sistema activo son la adquisición inicial del blanco y el alcance.

Aplicación aire-aire

En esta aplicación se presenta la ventaja que cuando el sistema de guiado ha logrado bloquear el blanco, el misil se dirige automáticamente a él, por consiguiente el avión lanzador puede retirarse.

En el caso que el guiado actúa en modo activo antes del lanzamiento, el radar del misil hace un barrido hasta encontrar el blanco y se bloquea sobre él. La información se pasa al piloto que determina si el blanco es el correcto gracias al reconocimiento IFF.

Aplicación aire-superficie

Se emplea en blancos pequeños terrestres o en la fase final de misiles antibuque.

Las características de la firma radar de un blanco sobre la superficie son más débiles que en el aire.

Aplicación superficie-aire

Para esta misión la antena de radar del misil se sincroniza con la del punto de lanzamiento. Cuando el radar del misil se habloqueado sobre el blanco se lanza. El autoguiado activo se suele utilizar en la fase final de los misiles antiaéreos de gran alcance y precisión

Aplicación sup-sup

En el caso de los misiles de largo alcance requiere otros medios de guiado intermedio hasta que el autoguiado pueda ser operativo. Estos sistemas son los GPS o LADAR en el caso de los misiles “stand off”.

Radiaciones utilizadas

En los radares de microondas típicos de terminales antiaéreos y antibuque se utilizan las bandas C, X y K. En los sistemas de corta distancia MMW y en los misiles “stand-off” GPS-LADAR junto con MMW.

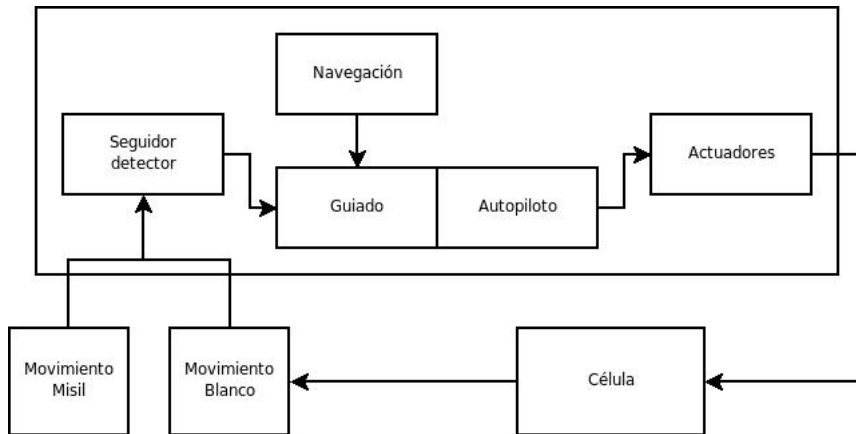


Figure 3: Concepto de Guiado y Control Automáticos

Autoguiado semiactivo

En este sistema un dispositivo de esguimiento exterior al misil ilumina el blanco y da la información de sincronización al misil.

Aplicaciones aire-aire

El misil se lanza desde un avión interceptor cuyo radar continúa iluminando el blanco hasta el impacto. Sólo se puede atacar un blanco pero se pueden lanzar varios misiles sobre él. La ventaja de este sistema es que admite una mayor distancia de lanzamiento. La precisión es menor.

Aplicación aire-sup

No se contempla el uso de sistemas de radar pero sí el uso de un láser semiactivo. Este es el sistema de las llamadas “bombas inteligentes” que siguen un puntero láser que señala el blanco desde tierra, desde el vehículo que efectúa el lanzamiento o desde otro vehículo.

Aplicación sup-aire

La gran ventaja que ofrece es un significativo aumento del alcance. Sólo se puede atacar un blanco pero se pueden lanzar varios misiles sobre él

Aplicación sup-sup

Guiado semiactivo láser tal como se ha descrito en la aplicación aire-aire.

Radiaciones utilizadas

En los sistemas aire-aire y aire-sup radares de microondas de bandas S, C, X y K. También láser de infrarrojos. No se puede utilizar un puntero láser en el mar porque las superficies mojadas lo absorben.

Autoguiado pasivo

El sistema pasivo es el que requiere menos equipo en el misil de los tres sistemas de guiado considerados. Como el blanco es la fuente de energía utilizada para el guiado no es necesario un transmisor.

Aplicación aire-aire

Es clásico el guiado pasivo por detección de la IR emitida por toberas y turbinas de los motores, el chorro de gases y el propio fuselaje del avión. Depende de la capacidad del lanzamiento inicial (predicción de la trayectoria, detección de la historia del chorro) aumentan las posibilidades de posición de lanzamiento con éxito.

Aplicación aire-sup

Con radiación IR

Las diferencias de emisión son demasiado pequeñas con lo que se utiliza Imaging Infra-Red para atacar blancos que no estén necesariamente calientes combinados con MMW

Con radiación visible

En este caso el seguidor montado en la cabeza del misil es una cámara de televisión montada sobre servomotores para que pueda seguir el blanco. El misil debe ser capaz de distinguir el blanco dentro del espectro de la luz visible. Este sistema suele utilizarse en la etapa final de los misiles tácticos de medio y largo alcance.

Con radiación MMW

Se aprovecha la radiación natural de los cuerpos en dicha banda utilizando radiómetros para su detección. Su uso está limitado a submuniciones inteligentes, no guiadas, que descienden en paracaídas.

Antirradar

El misil detecta la emisión propia de los radares de tierra enemigos.

Aplicación sup-aire

Guiado de misiles de muy corto alcance con radiación infrarroja y ultravioleta.

Aplicación sup-sup

Guiado Imaging Infra-Red para misiles antitanque.

Radiaciones utilizadas

IR, UV, MMW, radar de microondas en las bandas C,X,S y K

27b. Telemando y Haz Director

Un sistema de guiado por telemando se define por la condición de que la trayectoria del misil es consecuencia de la información transmitida al misil desde una fuente exterior.

Los sistemas de guiado por telemando requieren las siguientes operaciones:

- Seguimiento del misil y del blanco si es móvil desde el exterior.
- Cálculo de las desviaciones de la trayectoria nominal preestablecida para la colisión
- Transmisión de órdenes al misil, cuyo sistema de control debe interpretar y transformar en órdenes al sistema de mando.

Los sistemas de guiado por telemando se pueden dividir en dos categorías generales: seguimiento por radar y seguimiento óptico.

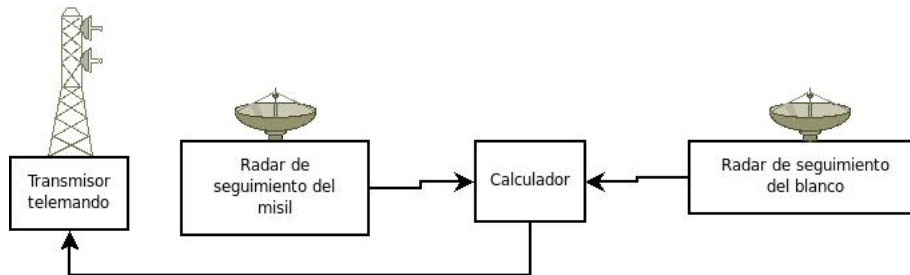


Figure 4: Sistema de Telemando Radar

Sistema generalizado de Telemando

El sistema de telemando difiere de los autoguiados en que la medida de la posición y movimiento relativos se realiza fuera del misil. En consecuencia se presentan problemas adicionales como el resablecimiento de un sistema de coordenadas compatible y la comunicación a distancia de las órdenes de corrección de error del misil. La ventaja es más fácil diseñar el misil.

En el bucle de guiado las órdenes se elaboran fuera del vehículo. En consecuencia debe establecerse una referencia común y debe mantenerse durante todo el periodo de control. El procedimiento más utilizado es el de alinear previamente los giróscopos del misil que constituyen una parte del bucle del guiado de mando.

Aplicaciones

Aire-superficie guiado por TV La aplicación más adecuada para este tipo de telemando es la utilización de dos radares para la intercepción de un blanco aéreo desde una estación. Con este sistema el misil debe siempre estar situado en la visual del radar al blanco. Conceptualmente este sistema de guiado es similar al del haz director.

Sistemas de guiado por Haz Director

Un sistema de guiado por haz director se define como un sistema que utiliza un haz dirigido en el espacio de forma que el eje del haz es una línea en la que se desea que se sitúe el misil a lo largo del vuelo.

Requerimientos y Limitaciones Generales de los Componentes

Rampa de lanzamiento

La rampa de lanzamiento debe tener capacidad de orientación de modo que el misil se pueda lanzar siguiendo el eje del haz con la mayor aproximación posible. Esta condición se debe cumplir por dos razones:

- Hay un intervalo desde el lanzamiento hasta que el misil alcanza una velocidad mínima en el cual las superficies aerodinámicas pueden controlar su actitud.
- Si el ángulo de entrada del misil en el haz no es correcto puede pasarlo de largo.

Sistema de guiado

En un principio puede parecer un sistema abierto pero debemos tener en cuenta que la variación en la actitud del misil produce un cambio en la señal recibida del haz director.

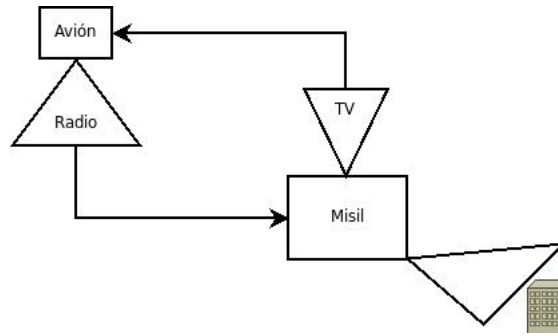


Figure 5: Sistema de Telemando Óptico

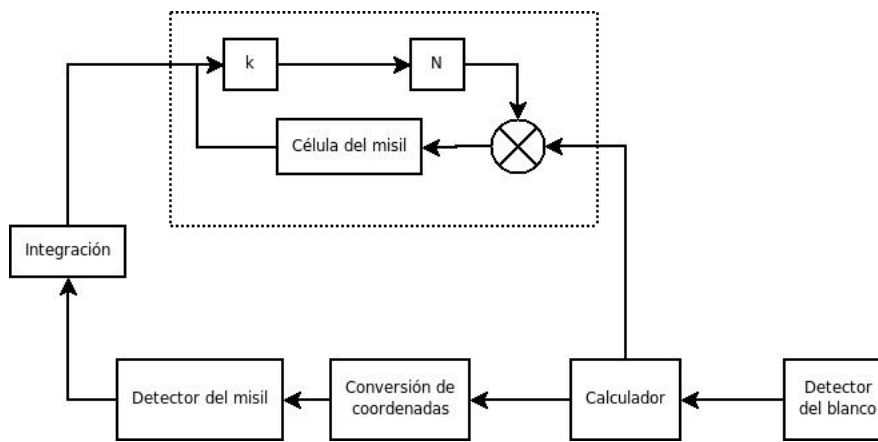


Figure 6: Diagrama de bloques de un sistema Telemando

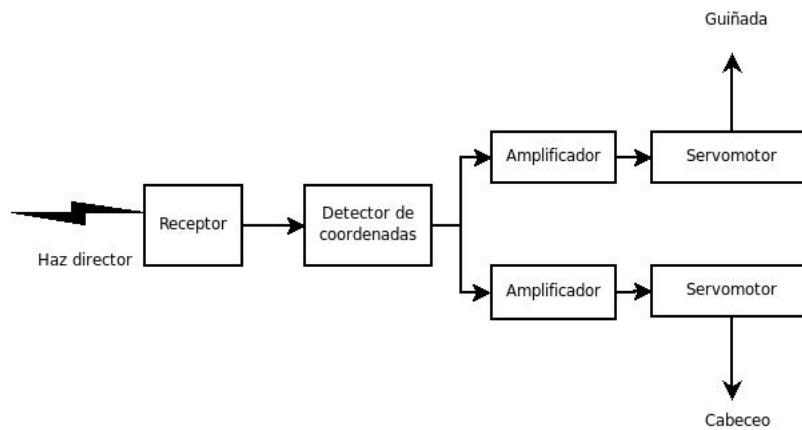


Figure 7: Componentes en el Misil de Guiado por Haz Director

Información para el Guiado del Haz Director

Consideramos el barrido de un haz de radar cuyo centro está apuntando según un ángulo con el eje de barrido y el haz tiene movimiento cónico de modo que el eje del haz describe un cono, y su centro una circunferencia de barrido.

A su vez se dota al misil de una determinada señal de referencia sinusoidal sincronizada con la señal que tendría el haz si el misil estuviera a 0° de la circunferencia de barrido.

Cuando la antena del receptor se desplaza del eje de barrido se produce una modulación sinusoidal de amplitud de la señal recibida tal que la amplitud se encuentra a un cierto ángulo de fase respecto a la señal original. Si el misil se encuentra en el centro de la circunferencia de barrido la señal que recibe es constante.

De este modo conocemos la posición respecto al eje según el desfase de la señal recibida y el alejamiento al centro según la componente constante de la señal, máxima en el centro.

28. Navegación inercial. Principios y Componentes

Introducción a la navegación inercial

En la navegación inercial el vector posición se determina a partir de la medición del vector aceleración, integrando dos veces en el computador de a bordo.

La gran ventaja desde el punto de vista militar es que es totalmente autónomo.

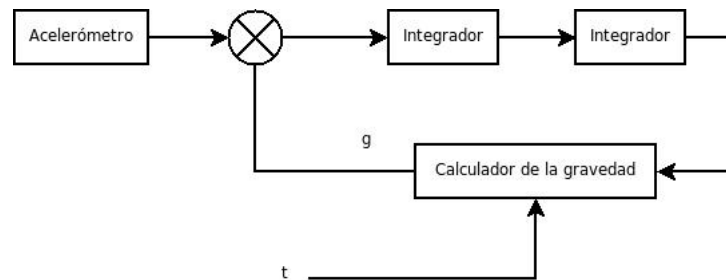


Figure 8: Esquema simple del sistema de navegación inercial

El sistema de navegación inercial incluye al menos los siguientes elementos funcionales

Acelerómetro Vectorial: Es un dispositivo que mide el vector aceleración sin tener en cuenta la componente gravitatoria de la carcasa del instrumento. Un acelerómetro vectorial consta de tres acelerómetros lineales orientados convenientemente

Referencia de Actitud: Establece la orientación de los acelerómetros respecto al sistema de coordenadas. Para la mecanización de los sistemas de referencia de actitud se utilizan invariablemente giróscopos. La plataforma puede ser *flotante* o *strap-down* según sea móvil o solidaria al vehículo.

Un computador: Es necesario integrar las aceleraciones, calcular la aceleración gravitatoria y hacerlo con el tiempo correcto (dato) y realizar las transformaciones de coordenadas correspondientes.

Medidor de tiempo: Es necesario predecir la posición de los cuerpos que determinan el campo gravitatorio.

Mecanización del sistema

Plataforma flotante

Plataforma *Strap-Down*

Examen 3 Febrero de 2007

Ejercicio de teoría

Bloque de preguntas de respuesta breve

1. Para el Sistema Heliocéntrico y Sistema Geocéntrico Ecuatorial definir: origen, plano fundamental y dirección fundamental.
2. Enunciar las tres leyes de Kepler y la expresión de la fuerza gravitatoria según la Ley de la Gravitación Universal
3. Definir el concepto de traza de un satélite. Valor del desfase en longitud entre dos nodos ascendentes consecutivos($\Delta\lambda$). ¿Qué valores ha de tener el semieje mayor de la órbita para que la traza sea una curva cerrada?
4. Efecto de los armónicos tesorales sobre el potencial gravitatorio terrestre en la órbita geoestacionaria (GEO)
5. Valor mínimo de la inclinación de la órbita que se puede conseguir, de manera directa, desde una determinada base de lanzamiento terrestre (con un lanzamiento hacia el este).
6. Considerando el problema de los tres cuerpos restringido circular, definición de los puntos de libración, esquema de posición y carácter de estabilidad de cada uno de ellos.
7. Para una misión lunar, definición del concepto de esfera de influencia lunar. Interpretación en el caso de aplicación a una misión interplanetaria.
8. Considerando un satélite con simetría de revolución cuyo tensor de inercia en su centro de masas es $\bar{\bar{I}} = \begin{bmatrix} A & 0 & 0 \\ 0 & A & 0 \\ 0 & 0 & C \end{bmatrix}$ y cuya actitud se pretende estabilizar pasivamente por rotación dotándolo de espín en el eje Z:
 - ¿Cómo han de ser los momentos de inercia A y C considerando al satélite como sólido rígido?
 - ¿Y si se tiene en cuenta que el satélite disipa energía cinética?
9. Para un motor cohete, expresar el empuje que se obtiene en vuelo: en función del empuje estático o en banco, en función del empuje a la altura de adaptación y en función del empuje a nivel del mar.
10. Clasificación de los misiles tácticos según la forma de operación de su sistema de guiado.

Bloque de preguntas de desarrollo

1. El Heliosincronismo
2. El multiescalonamiento

Problema

Se considera una nave espacial girando en una órbita circular de radio R_1 alrededor de la Tierra. Se pretende efectuar una maniobra con dicha nave para encontrarse con otra situada en otra órbita circular alrededor de la Tierra de radio $R_2 > R_1$

Para ello se comunica a la primera nave un impulso de velocidad en un cierto punto A de su órbita circular, siendo dicho impulso tangente a la órbita circular. Al comunicarle este impulso, la nave describe una órbita de transferencia elíptica, siendo B el punto de intersección de esa órbita de transferencia con la órbita circular de la segunda nave.

Se denomina, para la órbita de transferencia

p : Semiparámetro de la elipse (módulo del radio vector en un punto de la elipse cuya anomalía verdadera tiene un valor de 90°)

e : Excentricidad.

n : R_2/R_1

Determinar

1. a) Valor de \bar{p} en función de e siendo $\bar{p} = \frac{p}{R_1}$
b) Las anomalías excéntricas E_A y E_B en los puntos A y B de la órbita elíptica de transferencia en función de n y e
2. El tiempo τ que tarda la nave en llegar de A a B, en función de P_2 , n y e siendo P_2 el periodo de la segunda nave en su órbita circular de radio R_2
3. a) La relación que debe existir entre e y n para que la órbita de transferencia mencionada resulte tangente en el punto B a la órbita circular de radio R_2
b) La posición angular de la segunda nave en el momento de aplicar el impulso a la primera nave, aplicando la condición 3.a) en la forma $\alpha = f(n)$ siendo α el ángulo entre el radio vector de la posición inicial de la segunda nave y el radio vector en B.