

Avionica (SNA)

Guillem Borrell i Nogueras et al.

17 de julio de 2008

Índice general

I	Aviónica	5
1.	Funciones de transferencia	7
1.1.	Interpretación de la función de transferencia	7
1.2.	Aritmética de funciones de transferencia	9
1.3.	Representación de la función de transferencia	10
1.3.1.	Representación de BODE	10
1.3.2.	Diagrama de Nyquist	11
1.3.3.	Lugar de las raíces	12
1.3.4.	Estimar manualmente un rlocus	13
2.	Teoría de control	15
2.1.	Ejercicios resueltos	16
2.1.1.	Rlocus 1	16
3.	Sensores	19
3.1.	Datos del aire	19
3.2.	Acelerómetros	20
3.2.1.	Medida del acelerómetro	20
3.3.	Giróscopos	21
3.3.1.	Giróscopo Laser	21
3.3.2.	Medición del desfase en longitud	22
3.3.3.	El efecto Doppler	22
3.3.4.	Ventajas e inconvenientes del giróscopo laser	22
4.	Sistemas de navegación	25
4.1.	Navegación inercial	25
4.1.1.	Plataforma inercial	25
4.2.	Sistemas tipo RADAR	27
4.2.1.	Radar de impulsos	28
4.2.2.	Radares de onda continua	32
4.2.3.	Equipos de RADAR de a bordo	32
4.3.	Ayudas a la navegación no autónomas	34
4.3.1.	Diagramas de radiación	34
4.3.2.	Pareja de dipolos iguales	35
4.3.3.	Determinación de la posición en azimut	35
4.3.4.	Determinación de la distancia	36
4.3.5.	Ayudas de aproximación y aterrizaje	36

4.3.6. Navegación por satélite (GPS)	36
4.4. Instrumentación de cabina	37
4.4.1. Formato estándar inicial	37
4.4.2. Configuración en T	38
5. Comunicaciones	39
5.1. Frecuencias	39
5.1.1. HF	39
5.1.2. VHF	39
5.2. Modulación digital	40
5.2.1. Modulación PCM	40
5.2.2. Modulaciones FSK, PSK	40
5.3. Data link	40
5.3.1. Transmisión en VHF	40
5.3.2. Modo S	40
5.3.3. SATCOM	40
5.3.4. Antenas	40
5.4. Conexión de elementos	40
5.4.1. Normas ARINC	40
5.4.2. Norma MIL-1553	40
5.4.3. Buses de comunicación de fibra óptica	40
5.5. Sistema eléctrico del aeronave	40
5.5.1. Generadores de continua	40
5.5.2. Generadores de alterna	40
5.5.3. Sistemas de emergencia	40
5.6. Fiabilidad de los equipos	40
6. Preguntas de examen	41
6.1. Febrero de 2003	41
6.2. Febrero de 2007	41
II Navegación aérea	43
7. El sistema de navegación aérea. El concepto CNS/ATM	45
8. Estructuración del espacio aéreo	47
8.1. Introducción	47
8.2. Divisiones del espacio aéreo	47
8.2.1. El espacio aéreo inferior	48
8.2.2. Espacio Aéreo Superior	49
8.3. El espacio aéreo español	49
9. Los servicios de la Circulación Aérea	51
10. Proyecciones Cartográficas	53
11. Rutas Aéreas	55
12. Sistema de datos aire. Funciones anemométrica y altimétrica	57

<i>ÍNDICE GENERAL</i>	5
13.El concepto CNS/ATM: Las comunicaciones	59
14.El concepto CNS/ATM: La Navegación Aérea en Ruta y en Área Terminal	61
15.El concepto CNS/ATM: La Vigilancia	63
16.Diseño de rutas	65
17.El concepto CNS/ATM: El ATC	67

Parte I
Aviónica

Capítulo 1

Funciones de transferencia

Dentro de todos los sistemas dinámicos posibles (descritos mediante ecuaciones diferenciales ordinarias) los más importantes son los lineales o que pueden ser linealizados para un intervalo de trabajo. Estos sistemas pueden describirse mediante la expresión.

$$\sum_{i=0}^n a_i \frac{d^i x_a(t)}{dt^i} = \sum_{j=0}^m b_j \frac{d^j x_e(t)}{dt^j} \quad (1.1)$$

Si todas las constantes iniciales se igualan a cero y se realiza una transformada de Laplace de la ecuación anterior se llega a que

$$X_a(s) \sum_{i=0}^n a_i s^i = X_e(s) \sum_{j=0}^m b_j s^j \quad (1.2)$$

Reordenando la expresión se llega a la ganancia del sistema (señal de salida dividida por la señal de entrada) que siempre será una función racional.

$$G(s) = \frac{X_a(s)}{X_e(s)} = \frac{N(s)}{D(s)} = \frac{b_0 + b_1 s + \dots + b_m s^m}{a_0 + a_1 s + \dots + a_n s^n} \quad (1.3)$$

La ganancia de estos sistemas se llama *Función de transferencia*. Suele expresarse en su forma de Laplace como

$$X_a(s) = G(s)X_e(s) \quad (1.4)$$

1.1. Interpretación de la función de transferencia

La ecuación 1.4 puede resolverse como una convolución, así la función de salida del sistema en el plano real es

$$x_a(t) = \int_0^t g(t - \tau)x_e(\tau)d\tau \quad (1.5)$$

Donde obviamente $g(t)$ es el resultado de la antitransformada de Laplace de la función de transferencia $G(s) = \mathcal{L}[g(t)]$. Entonces la función de transferencia se comporta como el peso de la convolución. La representación en el espacio de la frecuencia es interesante porque hace que los cálculos sean más sencillos, de otro modo se tendría que realizar la integral anterior. El

método es siempre pasar al espacio de Laplace donde las expresiones siempre serán funciones racionales, operar y luego volver al espacio real. Por ejemplo, dada una planta con una función de transferencia $G(x) = \frac{1}{1+Ts}$... ¿Cuál es su respuesta a una entrada en forma de escalón $H(s)$ ¹?

$f(x)$	$\mathcal{L}[f(x)](s)$
$\delta(t - c)$	e^{-cs}
$H(t - c)$	e^{-cs}/s
e^{at}	$1/(s - a)$
$\sin at$	$\frac{a}{s^2 - a^2}$
$\cos at$	$\frac{s}{s^2 - a^2}$

Cuadro 1.1: Pequeña tabla de transformadas de Laplace de funciones elementales

Con $G(x) = \frac{1}{1+Ts}$ y $X_e(s) = \frac{1}{s}$, $X_a(s) = \frac{1}{s(1-Ts)}$. Descomponiendo en fracciones simples² se llega a que $X_a(s) = \frac{1}{s} - \frac{T}{1+Ts}$. Haciendo la transformada inversa se llega a que $x(t) = 1 - e^{-t/T}$

La señal a la salida del sistema con $T = 1$ es la figura 1.1

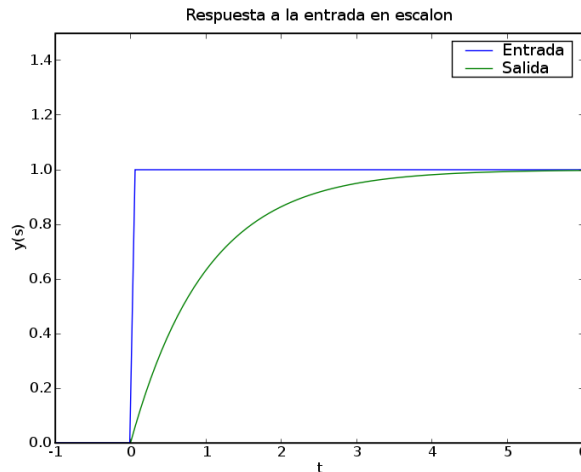


Figura 1.1: Respuesta a la entrada escalón de la planta ejemplo

Las funciones de transferencia deben cumplir la condición que $m \leq n$, en caso contrario no tendría realidad física.

¹Esta es la función Heaviside con inicio en $t=0$

²La descomposición en fracciones simples es sencilla pero puede llegar a ser laboriosa cuando se acumulan muchos términos. En este caso, con dos términos, es trivial. Si se parte de la ecuación $\frac{1}{s(1-Ts)} = \frac{A}{s} + \frac{B}{1-Ts}$ y se obtienen las dos constantes igualando el polinomio del numerador, una ecuación por cada grado.

Ceros y Polos de las funciones de transferencia

La función de transferencia podrá expresarse en forma factorizada como:

$$G(s) = k_0 \frac{(s - z_1)(s - z_2) \cdots (s - z_m)}{(s - p_1)(s - p_2) \cdots (s - p_m)} \quad (1.6)$$

Si nos fijamos en la forma de la función de transferencia es fácil deducir que la ganancia del sistema se anulará cuando $s = z_i$ y que será infinita cuando $s = p_i$. Esto significa que con sólo conocer el conjunto de puntos s_i, p_i puede conocerse a grandes rasgos el comportamiento del sistema en el dominio de la frecuencia.

Además, en los sistemas lineales sólo pueden existir términos armónicos, de forma $\frac{a}{s^2+a^2}$, $\frac{s}{s+a^2}$ y exponenciales, de forma $\frac{1}{s-a}$, esto significa que los polos serán o bien números reales o pares de números complejos conjugados.

Recordando la teoría de EDOs el carácter de una ecuación diferencial (sus modos) está en su parte homogénea, en el caso de un sistema lineal:

$$\sum_{i=0}^n a_i \frac{d^i x_a(t)}{dt^i} = 0 \quad (1.7)$$

que corresponde a la ecuación del sistema con entrada nula. Así la ecuación polinómica

$$P(s) = \sum_{i=0}^n a_i s^i = 0 \quad (1.8)$$

siempre que el numerador y el denominador no tengan términos que puedan simplificarse, se denomina como la ecuación *característica del sistema*.

1.2. Aritmética de funciones de transferencia

- Conexión en serie

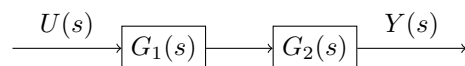


Figura 1.2: Conexión en serie de dos bloques

La función de transferencia para la conexión en serie es

$$G(s) = G_1(s)G_2(s) \quad (1.9)$$

- Conexión en paralelo

La función de transferencia para una unión en paralelo es:

$$G(s) = G_1(s) + G_2(s) \quad (1.10)$$

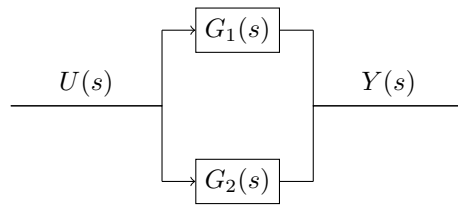


Figura 1.3: Conexión en paralelo de dos bloques



Figura 1.4: Conexión en paralelo de dos bloques

- Función de transferencia de un lazo cerrado.

La función de transferencia para un lazo cerrado es

$$G(s) = \frac{G_1(s)}{1 \pm G_1(s)G_2(s)} \quad (1.11)$$

1.3. Representación de la función de transferencia

Obviamente la variable s es un número complejo al igual que la función de transferencia. Para representarlo sólo hay que sustituir s por $j\omega$ donde j es la unidad compleja. Los dos métodos de representación más comunes es el BODE y el diagrama de Nyquist.

1.3.1. Representación de BODE

La parte real y compleja de la función se representan por separado, normalmente en escala logarítmica. Entonces siempre se presentan dos figuras, una con $|F|_{db}$ en función de ω y φ , la fase, en función de ω .

Por ejemplo, el diagrama de Bode para la función

$$G = \frac{1}{1 + Ts} = \frac{1}{1 + j\omega T} \quad (1.12)$$

Se obtiene llegando al logaritmo de su módulo

$$|G(j\omega)| = \frac{1}{\sqrt{1 + (\omega T)^2}}; \quad Gdb = 20 \log[1 + (\omega T)^2]^{1/2} = 10 \log[1 + (\omega T)^2] \quad (1.13)$$

y a su argumento

$$\arg(G) = \arctan \omega T \quad (1.14)$$

El diagrama se obtendría en Matlab-Octave con

```
octave:1> sys=tf([1],[1 1]);
octave:2> bode(sys);
```

obteniendo la figura 1.3.1

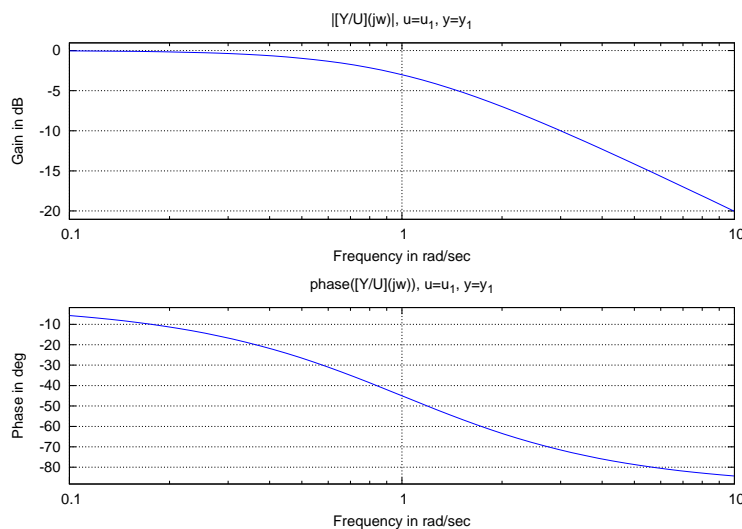


Figura 1.5: Bode plot

La manera más estúpida de representar un diagrama de BODE

La manera más estúpida de representar un BODE es hacerlo a mano. Es inexacto e inútil y hacerlo con Matlab te lleva dos segundos si sabes la función de transferencia. Pero como hay que ajustarse a los obsoletos métodos docentes de la ETSIA he aquí cómo aproximar un BODE a mano para sistemas de orden N.

Los sistemas de orden N pueden expresarse en forma factorizada como

$$G(s) = \frac{\prod_{i=0}^n (s - z_i)}{\prod_{j=0}^n (s - p_j)} \quad (1.15)$$

Entonces el logaritmo del módulo de la función de transferencia será

$$Gdb = 20 \left(\sum_i \log(s - z_i) - \sum_j \log(s - p_j) \right) \quad (1.16)$$

Cada uno de estos ceros y polos define una frecuencia característica para una asíntota en la gráfica.

1.3.2. Diagrama de Nyquist

El diagrama de Nyquist se obtiene representando el módulo de la ganancia en función de la frecuencia con el argumento la fase de la función de transferencia, o lo que es lo mismo, la parte real y la imaginaria de la ganancia con la fase como argumento.

Por ejemplo, el sistema cuya función de transferencia es

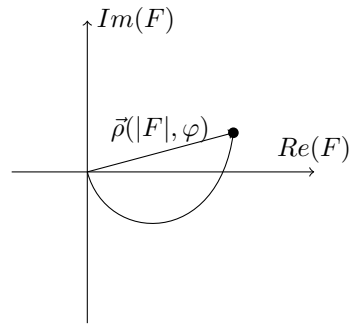


Figura 1.6: Esquema del diagrama de Nyquist

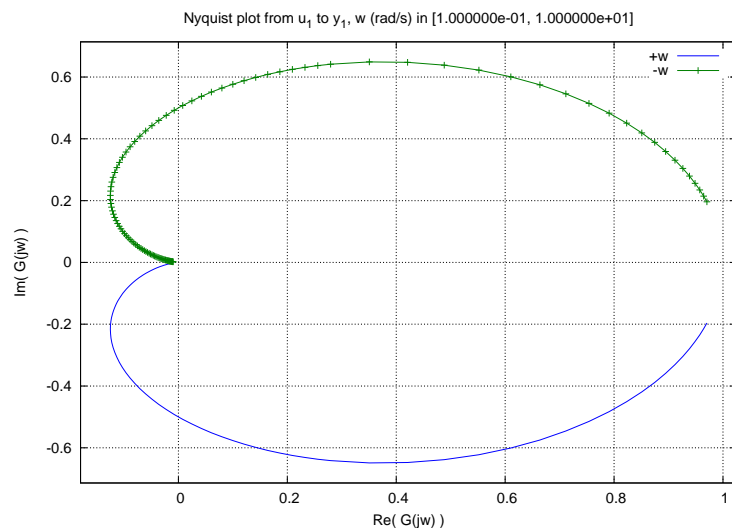


Figura 1.7: Diagrama de Nyquist

$$G = \frac{1}{s^2 + 2s + 1} \quad (1.17)$$

genera el siguiente diagrama de Nyquist en Matlab-Octave con

```
octave:1> sys=tf([1],[1 2 1]);
octave:2> nyquist(sys);
```

Pero, otra vez, como en la escuela somos todos gilipollas habrá que hacerlo a mano.

1.3.3. Lugar de las raíces

Dada una función de transferencia de un sistema de lazo cerrado del tipo

$$G(s) = \frac{kF(s)}{1 + kF(s)} \quad (1.18)$$

se pretende analizar su estabilidad tanto en su estado estacionario como en su estado transitorio conociendo el movimiento de los polos en el plano complejo en función de un parámetro de ganancia. Si los polos nunca pasan un cierto límite de estabilidad entonces el sistema va a ser estable para cualquier régimen de funcionamiento.

Para ello se busca el lugar de las raíces del denominador (los polos) del sistema en función del parámetro $k \in [0, \infty]$.

Por ejemplo, para una función de transferencia del tipo

$$kG(s) = \frac{k}{s(s+4)(s+4+4j)(s+4-4j)}$$

el diagrama del lugar de las raíces se obtendrá en Matlab-Octave como:

```
>> den=[1 0];
>> den=conv(den,[1 4]);
>> den=conv(den,[1 4+4j]);
>> den=conv(den,[1 4-4j]);
>> sys=tf([1],den);
>> rlocus(sys);
```

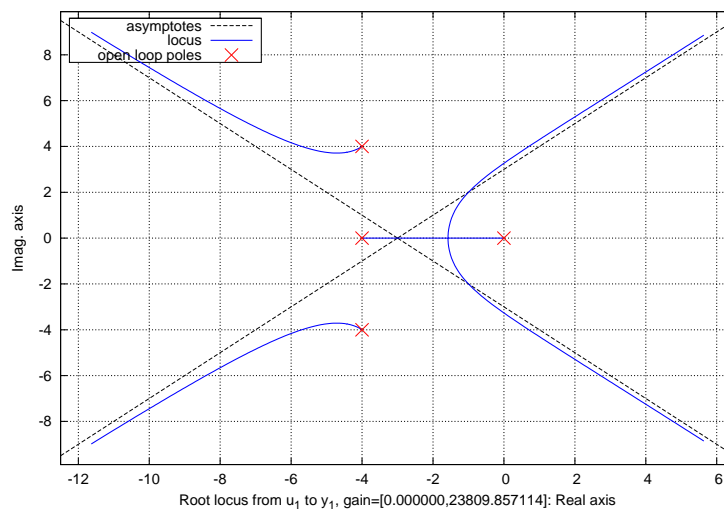


Figura 1.8: Diagrama del lugar de las raíces

1.3.4. Estimar manualmente un rlocus

Dibujar la trayectoria de los polos del sistema es equivalente a reproducir la variación de los polos del sistema cuando K varía de cero a infinito. Los pasos a seguir son los siguientes:

1. Calcular los ceros del numerador y del denominador, para reescribir la función de transferencia $F(s)$ en forma $\frac{\prod_{i=0}^n (s-z_i)}{\prod_{j=0}^n (s-p_j)}$.

2. Calcular el lugar de los polos. Para ello hay que resolver la ecuación $1 + kF(s) = 0$ para tanto su componente real como la imaginaria. Esto es equivalente a resolver la siguiente pareja de ecuaciones

$$k \cdot |F(s)| = 1 \quad \arg(F(s)) = (2n + 1)\pi$$

3. Calcular el número de ceros y polos totales, Z y P respectivamente. Para ello hay que resolver la ecuación

$$k = \left| \frac{\prod_{i=0}^n (s - z_i)}{\prod_{j=0}^n (s - p_j)} \right|$$

con $k = 0$, la solución es $s = p$, con lo que el lugar de las raíces empieza siempre en los polos. Cuando $k = \infty$ la solución de la ecuación es $s = z$ con lo que el lugar de las raíces termina siempre en los ceros.

4. Si existen más polos que ceros (es imposible que existan más ceros que polos) aparecen asíntotas y el lugar de las raíces termina en el infinito. Existen tantas ramas de asíntota como la diferencia entre el número de polos y el número de ceros

$$N = P - Z$$

El ángulo con el que tienden las ramas asíntóticas al infinito se obtiene con

$$\theta_k = \frac{(2n + 1)\pi}{P - Z}$$

Además todas las asíntotas parten de un mismo punto llamado *centroide* que se encuentra en el eje real y de valor

$$\sigma = \frac{\sum_i p_i - \sum_i z_i}{P - Z}$$

5. El siguiente paso es descubrir qué zona del eje real es parte del lugar de las raíces. Para ello es necesario verificar las ecuaciones $k|F(s)| = 1$ y $\arg(F(s)) = (2n + 1)\pi$, condiciones que no son fáciles de resolver. La regla a aplicar es que para que un tramo del eje real sea lugar de las raíces, el número de polos y de ceros situados a su derecha sobre el eje real, debe ser un número impar.
6. Los puntos de ruptura son singularidades en el que el lugar de las raíces no es derivable. Sucede cuando el lugar de las raíces está entre dos polos o dos raíces. Para obtenerlos sería necesario calcular para la curva $1 + kF(s) = 0$.

$$\frac{dF}{ds}$$

Pero hacerlo a mano nunca es una buena idea. Se aproxima evaluando la propia ecuación y obteniendo un máximo o un mínimo en $K(s)$ para la recta conocida. Esto hace que sea tremendamente laborioso encontrar puntos de ruptura en sitios distintos del eje real.

7. Hay que calcular los cortes con el eje real con exactitud porque dan el límite de estabilidad del sistema.

Capítulo 2

Teoría de control

El control es la disciplina que analiza la estabilidad y la controlabilidad de sistemas dinámicos descritos por sus funciones de transferencia. Estos sistemas dinámicos suelen describirse mediante diagramas de bloque conectados según una serie de reglas aritméticas.

El objetivo primordial es controlar una planta, ya sea con un sistema de lazo abierto (la planta se controla a ella misma) o en lazo cerrado como en el esquema de la figura 2

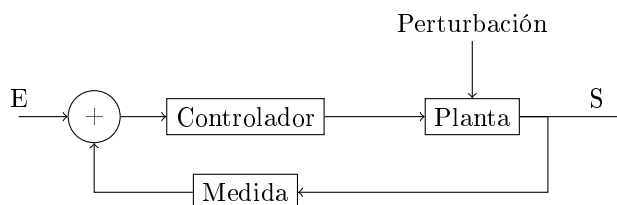


Figura 2.1: Esquema de un sistema de control en lazo cerrado

Lo fundamental de todo el equipo es que sea estable. Debe diseñarse de tal modo que haga que la planta responda a las perturbaciones externas manteniendo las variables de salida dentro de un margen. La propiedad fundamental de la salida es la existencia de dos regímenes

- Un régimen estacionario a partir de un tiempo característico T_p . El parámetro de control es la tolerancia.
- Un régimen transitorio posterior a la puesta en funcionamiento del sistema. Los parámetros de control son la desviación de la solución estacionaria y el tiempo característico T_p

El funcionamiento del controlador es el siguiente: compara dos señales, la entrada del sistema y una medida de la salida. La diferencia entre las dos es el error del sistema. Las compara y actúa sobre la planta para corregirlo.

Existen tres grandes tipos de control que se pueden combinar entre sí.

- Control proporcional. La función de transferencia del controlador es una constante.
- Control diferencial. La función de transferencia del controlador es un diferenciador. Los controladores con carácter diferencial suelen ser más rápidos pero tienen más problemas para garantizar la estabilidad.

- Control integral. La función de transferencia del controlador es un integrador.

Combinando los tres controladores se obtiene un controlador PID, Proporcional-Integral-Diferencial.

2.1. Ejercicios resueltos

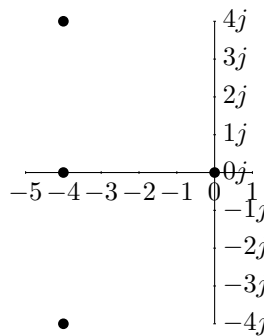
2.1.1. Rlocus 1

Sea la siguiente función de transferencia en lazo abierto

$$KF(s) = \frac{K}{s(s+4)(s+4+j4)(s+4-j4)} \quad (2.1)$$

valor máximo de K para que el sistema sea estable.

- Polos y ceros: 4 polos, ningún cero
 - $s = 0$
 - $s = -4$
 - $s = -4 \pm 4j$

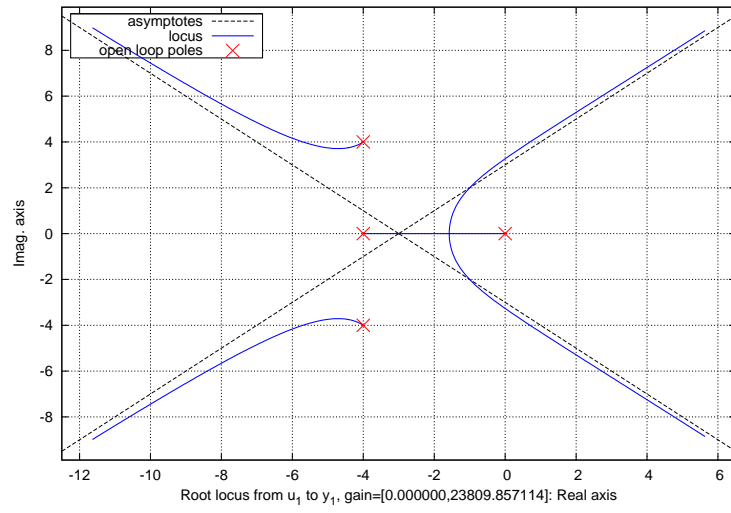


- Trayectorias: $P = 4$
- Asíntotas: $N = P - Z = 4$

$$\theta_k = \frac{(2n-1)\pi}{4} = (\pm\pi/4, \pm3\pi/4)$$

Centroide en $\sigma = -12/4 = -3$

- : Lugar de las raíces



Capítulo 3

Sensores

Existen 3 clases principales de sensores:

- Sensores que recogen los datos del aire.
- Acelerómetros, que miden aceleraciones.
- Giróscopos que miden velocidades angulares

3.1. Datos del aire

Los datos interesantes provenientes del aire son:

- Velocidad del aire.
- Presiones estática y dinámica
- Temperatura ambiente

Los métodos para obtener dichos datos son un tubo de Pitot, una toma estática y un sensor de temperatura total. Estos datos se presentan en los indicadores:

ASI Indicador de velocidad del aire

VSI Indicador de velocidad vertical

ALT Altímetro

Y el ordenador de a bordo puede generar los datos siguientes

- Pressure Altitude H_p
- Vertical Airspeed \dot{H}_p
- Calibrated Airspeed v_c
- Mach Number M
- True airspeed

- Static air temperature T_s
- Air density ratio $\frac{\rho}{\rho_s}$

Estas son medidas escalares, es decir, se pierde el dato del avión como sólido y daría lo mismo si fuera un punto. Para obtener la actitud del avión se necesitan también medidas vectoriales con acelerómetros y giróscopos.

3.2. Acelerómetros

La aceleración es complicada de medir porque nuestra aeronave está sometida a múltiples fuerzas, entre ellas el peso, la sustentación, la resistencia y el empuje. La resultante de estas cuatro fuerzas principales nos dará la aceleración del aeronave.

Partiendo de la aceleración y mediante una doble integración podría obtener la posición teniendo en cuenta los siguientes factores

1. La gravedad varía de un punto a otro como:

$$g = g_0 - \Omega \wedge (\Omega \wedge \vec{R}_T) \quad (3.1)$$

Este error es pequeño, pero para vuelos de muchas horas puede hacerse perceptible.

2. Para situar un cuerpo en el espacio los sensores deben situarse en el CDM para evitar las aceleraciones debidas su propia rotación. Estas serán siempre una interferencia porque es imposible situar el grupo de acelerómetros exactamente en el CDM, entre otras razones porque no es fijo durante el vuelo.
3. Debido al carácter vectorial de la aceleración serán necesarios tres acelerómetros, uno por cada eje.
4. Debe tenerse en cuenta la orientación del triedro fijo a los aceleradores respecto al triedro inercial situado en la superficie terrestre. Los ejes del avión nunca coincidirán con los inerciales. Para evitar este problema los acelerómetros se colocarán sobre una plataforma inercial que intentará mantener los ejes de medida en la misma orientación que los inerciales.

3.2.1. Medida del acelerómetro

Un acelerómetro mide la proyección de la aceleración según un eje. Se basa en que una masa de valor m percibirá una fuerza de inercia proporcional a su misma masa y a su aceleración. Entonces

$$F = ma = m\ddot{y} + f\dot{y} + Ky \quad (3.2)$$

Aplicando la transformada de Laplace a la anterior ecuación:

$$ma(s) = y(s)(s^2m + fs + k) \quad (3.3)$$

Con lo que la función de transferencia asociada al acelerómetro es

$$\frac{y(s)}{a(s)} = \frac{m}{ms^2 + fs + k} = \frac{1}{s^2 + \frac{fs}{m} + \frac{k}{m}} \quad (3.4)$$

Corresponde a un sistema de segundo orden de parámetros $2\delta w_n = \frac{f}{m}$ y $w_n^2 = \frac{k}{m}$

Las características deseables de un acelerómetro para reducir al máximo su tiempo de respuesta a un impulso escalón son

- Una masa pequeña
- Un rozamiento pequeño.

3.3. Giróscopos

Son masas rotatorias a una gran velocidad angular, lo que les da la propiedad de mantener su eje de giro constante independientemente del movimiento del soporte sobre el que esté montado. El momento angular del giróscopo se define como:

$$\vec{H} = \vec{I}\vec{\omega} \quad (3.5)$$

Si se le somete a una rotación perpendicular $\dot{\varphi}$ al eje de giro mostrará un par ortogonal a los dos siguiendo la regla de la mano derecha (precesión) de fórmula

$$T = \dot{\varphi} \wedge H \quad (3.6)$$

Si $\dot{\varphi}$ es la velocidad a medir, es decir, la velocidad de rotación respecto a alguno de los ejes de la aeronave puede saberse midiendo el par.

$$T = \dot{\varphi}H = J\ddot{\theta} + f\dot{\theta} + k\theta \quad (3.7)$$

Que es también la ecuación de un sistema de segundo orden.

3.3.1. Giróscopo Laser

Su funcionamiento se basa en lanzar un haz en dos direcciones opuestas en una cavidad en forma de anillo. Si no existe ningún movimiento ambos haces tardan el mismo tiempo en llegar al punto de partida $T = \frac{2\pi R}{c}$. Si el objeto se mueve con velocidad $\dot{\theta}$ los tiempos necesarios para llegar al punto de inyección de los haces son diferentes por tanto midiendo el desfase entre haces en tiempo y en longitud se llega a la velocidad angular del cuerpo.

Esto genera un desfase en frecuencia cuando se analizan las dos ondas, este fenómeno se conoce como *efecto Sagnac*

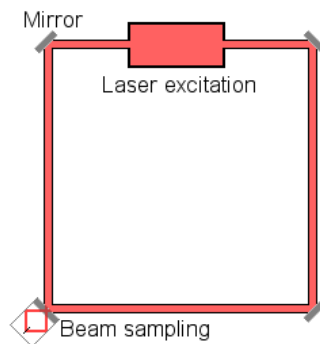


Figura 3.1: Esquema de un giróscopo laser

Para que las dimensiones del giróscopo sean razonables deben utilizarse haces de frecuencias muy elevadas, del orden de nanometros.

Medición del desfase de tiempos

Suponemos que estamos midiendo el desfase de dos haces que dan la vuelta al giróscopo y vuelven al punto de inyección en un caso tardará $t_1 = \frac{2\pi R + R\dot{\theta}t_1}{c}$ y $t_2 = \frac{2\pi R - R\dot{\theta}t_2}{c}$ respectivamente. Entonces el desfase temporal será

$$\Delta t = \frac{4\pi R^2 \dot{\theta}}{c^2 \left[1 - \left(\frac{R\dot{\theta}}{c} \right) \right]} \quad (3.8)$$

Despreciando el término respecto a la unidad

$$\Delta t = \frac{4\pi R^2 \dot{\theta}}{c^2} \quad (3.9)$$

De este modo se ha relacionado el desfase entre haces con la velocidad angular del cuerpo.

3.3.2. Medición del desfase en longitud

El desfase en longitud se obtiene a través del desfase en tiempos conociendo la velocidad de la luz

$$\Delta l = c\Delta t \quad (3.10)$$

3.3.3. El efecto Doppler

Para cerrar el problema falta medir el desfase en tiempos de una manera real puesto que es imposible medir tiempos tan cortos como los que genera la fórmula anterior. Una formulación sencilla del efecto Doppler es que la relación de la longitud con la frecuencia es lineal, de modo que

$$\Delta\omega = \frac{v_s}{c} \quad (3.11)$$

Siendo ω la frecuencia angular y v_s la velocidad del medio. Esta desviación en ω provoca un desfase en la onda que es lo que efectivamente puede medirse para llegar al desfase en tiempo.

$$\Delta\varphi = \omega\Delta t \quad (3.12)$$

3.3.4. Ventajas e inconvenientes del giróscopo laser

Las ventajas son las siguientes:

- No se ve afectado por la aceleración porque no existen partes móviles, el giróscopo está ligado al avión, ni por las ondas electromagnéticas
- Apenas necesita mantenimiento
- El volumen es sólo un poco mayor que los giróscopos normales
- Su precio ya es competitivo

El principal inconveniente es que como la velocidad angular es pequeña los desplazamientos también lo son y la precisión empeora. Esto también hace que la aproximación lineal hecha en 3.9 no sea buena y que la medida sea nula. Este efecto se llama *lock-in*, para evitarlo se introduce una vibración o *dithering* que añade un ruido aleatorio y hace que el sistema deje de tomar una medida ambigua.

Para aumentar la precisión del sistema se ha creado un giróscopo de fibra óptica que permite que el haz de más de una vuelta al sistema.

Suele haber un giróscopo por cada eje de rotación posible del avión.

Capítulo 4

Sistemas de navegación

Los sistemas de navegación que una aeronave lleva a bordo pueden ser de dos tipos; autónomos, en los que todo el equipo electrónico necesario para su correcto funcionamiento está a bordo y no autónomos, en los que el sistema consta de dos bloques, uno embarcado y otro fijo en tierra.

4.1. Navegación inercial

La navegación inercial basa la medida de la posición de la aeronave en dos tipos de sensores: giróscopos y acelerómetros. El principal problema es la eliminación de la fuerza de la gravedad.

Existen dos tipos de plataforma de medida según intenten formar un sistema inercial (plataforma inercial) o estén ligados al avión (strap-down). En el segundo caso se hace necesario un sistema que sea capaz de obtener la medida a partir de un sistema no inercial.

4.1.1. Plataforma inercial

Consiste en una plataforma fija en el espacio sobre la cual se montan los correspondientes acelerómetros, en concreto tres por cada eje y normalmente en las direcciones NED (North, East, Down). En todo momento se procura mantener la plataforma perpendicular a la dirección de la gravedad para que pueda eliminarse su componente fácilmente. Esto significa que la plataforma debe estar en cualquier momento del vuelo perpendicular al radiovector hacia el centro del planeta. Para ello se utilizan giróscopos.

El problema es que la plataforma no es capaz de mantener su posición relativa cuando la diferencia entre latitudes o longitudes no es despreciable.

Cualquier trayectoria a lo largo de la superficie terrestre puede descomponerse en un movimiento sobre un meridiano y otro sobre un paralelo. Cada uno de estos movimientos conllevará una corrección.

Movimiento según el meridiano

Disponemos de un acelerómetro que, si apunta al norte, da una velocidad v_N hacia el norte. Para mantener la plataforma en ejes compatibles con los de la superficie es necesario corregir la orientación de la plataforma con una rotación hacia el este de valor

$$\omega_E = \frac{v_N}{R} \quad (4.1)$$

Integrando esta medida se obtiene la variación de latitud de la aeronave

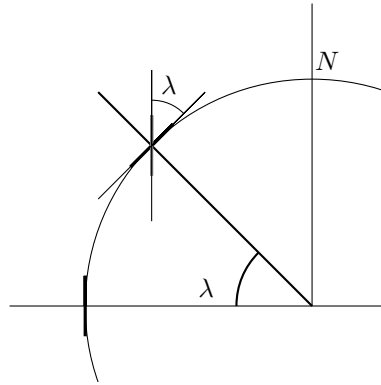


Figura 4.1: esquema del movimiento a diferentes latitudes

$$\int a_N \rightarrow \omega_E \rightarrow \int \omega_E \rightarrow \theta_N \quad (4.2)$$

Movimiento según un paralelo

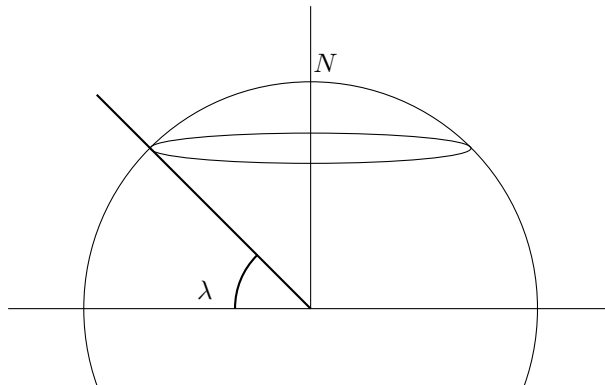


Figura 4.2: esquema del movimiento a diferentes longitudes, sin terminar

El movimiento sobre un paralelo es bastante más complejo porque para mantener la plataforma paralela a la superficie terrestre son necesarios dos giros

$$\omega_N = \frac{v_E}{R} + \Omega \cos \lambda \quad (4.3)$$

$$\omega_Z = \frac{v_E}{R} \tan \lambda + \Omega \sin \lambda \quad (4.4)$$

Además ω_Z es singular en los polos, esto fuerza que se pueda elegir un azimut distinto al norte magnético.

Errores debido a la mala alineación de la plataforma

Debido a la falta de alineación aparece un error como

$$a = -g \sin \theta \simeq -g\theta \quad (4.5)$$

Si se integra la ecuación anterior se obtiene la velocidad $v = -\int g\theta dt$. Sabiendo que la plataforma va a girar según $\omega = \frac{v}{R}$, es decir $\omega = \frac{d\theta}{dt}$ y Juntando ambas expresiones se llega a que

$$\theta = -\frac{g}{R} \iint g\theta dt dt \quad (4.6)$$

Este es el ángulo que debe girar la plataforma para ocompensar el error de alineación. Reescribiendo la ecuación anterior en forma de ecuación diferencial, derivando dos veces, obtenemos la ecuación del lazo de Schuler para conocer la forma del error.

$$\frac{d^2\theta}{dt^2} + \frac{g\theta}{R} = 0 \quad \theta(0) = \theta_0 \quad \dot{\theta}(0) = 0 \quad (4.7)$$

Esta es la ecuación de onda unidimensional. Su solución es

$$\theta = K \sin(\omega_0 t + \varphi) \quad \omega_0 = \sqrt{\frac{g}{R}} \quad (4.8)$$

El resultado más importante de haber conseguido la formula del error de alineación es que su valor es una función periodica de amplitud θ_0 y de periodo $T = 2\pi\sqrt{\frac{R}{G}}$, conociendo el radio de la Tierra y la gravedad en la superficie el valor de T es de 84.4 minutos. Este periodo es el mismo que el del *péndulo de Schuler*, un péndulo teórico cuyo periodo es el mismo que el de un cuerpo a través de un canal sin rozamiento cruzando la tierra desde la superficie pasando por su centro.

El error en la medida de la velocidad, $\Delta v = \int g\theta dt$ será, sustituyendo

$$\delta v = \int_0^t g\theta_0 \cos(\omega_0 t) dt = \frac{g\theta_0}{\omega_0} \sin(\omega_0 t) \quad (4.9)$$

Integrando otra vez se llega al error de posición:

$$\Delta s = \frac{g\theta_0}{\omega_0^2} (1 - \cos(\omega_0 t)) \quad (4.10)$$

Esta solución demuestra una característica muy importante del error, está acotado y es periodico como se ve mejor en la figura 4.1.1

Error debido a una polarización inicial

4.2. Sistemas tipo RADAR

RADAR: RAdio Detection And Ranging. Se basa en el efecto que los elementos metálicos reflejan las ondas electromagnéticas. Su funcionamiento básico consta de un emisor que lanza un tren de impulsos electromagnéticos y un receptor que recibe el reflejo del impulso sobre un cuerpo. Conociendo la velocidad de propagación del impulso y su longitud de onda puedo saber a cuánta distancia se encuentra el cuerpo.

No empezó a utilizarse hasta que fue posible utilizar frecuencias muy alta.

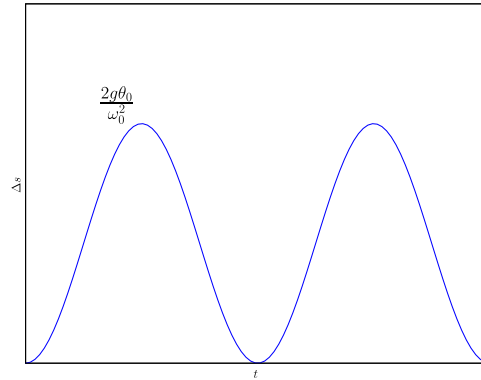


Figura 4.3: Forma de la función de error debido a la alineación de la plataforma

En el eco de vuelta de la onda hay mucha información además de el tiempo entre emisión y recepción. También puede deducirse la velocidad del objeto, su forma, su posición...

Existen dos clases principales de RADAR, los de onda continua o los de onda modulada o de impulsos.

4.2.1. Radar de impulsos

Se basa en mandar una onda modulada al 100 % (figura 4.2.1), entonces la onda reflejada trae consigo suficiente información tanto para medir distancias como para medir tiempos.



Figura 4.4: Esquema de onda modulada en amplitud al 100 %

Alcance de un radar de impulsos

Si el radar fuera una partícula 0-dimensional que emitiera al espacio de modo isótropo la potencia recibida en cualquier punto del espacio sería

$$P = \frac{W_T}{4\pi R^2} \quad (4.11)$$

Código	Frecuencia
HF	3-30 MHz
VHF	30-300 MHz
UHF	300-1000 MHz
L	1-2 GHz
S	2-4 GHz
C	4-8 GHz
X	8-12 GHz
K_0	12-18 GHz
K	18-27 GHz
K_1	27-40 GHz
U	40-75 GHz
V	75-110 GHz
mm	110-300 GHz
submm	300-3000GHz

Cuadro 4.1: Espectro radioeléctrico

Pero este tipo de radar es un desperdicio de energía así que se concentra el haz en una dirección determinada. Esto hace que la potencia recibida sea la isotrópica más una ganancia que dependerá de la posición del blanco respecto la antena.

$$P = G_A \frac{W_T}{4\pi R^2} \quad (4.12)$$

Para obtener la potencia emisora del blanco hay que considerar que tampoco es un punto en el espacio así que habrá que multiplicar la potencia que recibe por su superficie

$$P = G_A \frac{W_T}{4\pi R^2} S_b \quad (4.13)$$

En el camino de vuelta la superficie reflectora también tendrá una atenuación inversamente proporcional al cuadrado de la distancia. A diferencia de la antena no habrá ganancia porque en este caso la emisión sí es casi isotrópica.

$$W_R = G_A \frac{W_T}{4\pi R^2} S_b \frac{1}{4\pi R^2} \quad (4.14)$$

Finalmente multiplicaremos la expresión anterior por la superficie de la antena receptora. Esta es la expresión de la potencia recibida de un blanco en función de la potencia emitida.

$$W_R = G_A \frac{W_T}{4\pi R^2} S_b \frac{1}{4\pi R^2} A_r \quad (4.15)$$

La máxima distancia a la que un objetivo es detectable se obtiene con la mínima potencia que pueden detectar un equipo. Es la conocida como *Ecuación del RADAR*

$$R_{max} = \sqrt{\frac{W_T G_A S A_r}{(4\pi)^2 W_R}} \quad (4.16)$$

¿Qué puedo hacer para lograr la máxima distancia de detección? Hay que tener en cuenta que el orden de los términos es de 1/4 pero no todos varían del mismo modo.

Si se opta por subir la potencia puede ser una solución demasiado cara, la mejor opción suele ser aumentar la sensibilidad de los instrumentos para reducir la potencia mínima detectable. Esta potencia está relacionada con el número de ruido del equipo detector F , cuanto menor sea mejor será la distancia máxima alcanzable.¹

La integración de impulsos también sirve para aumentar la calidad de la señal. El RADAR está emitiendo una serie de pulsos que pueden sumarse para distinguirlo del ruido.

Otra posibilidad es modificar los factores geométricos como el diagrama de radiación de la antena emisora y el área de la antena. Si se utiliza la misma antena para emisión y recepción se llega a que la ganancia es igual a

$$G_A = 4\pi \frac{A_r}{\lambda^2}$$

siendo λ la longitud de onda de la señal emitida. Esto significa que R_{max} varía con el área de la antena con

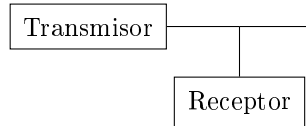
$$R_{max} \propto \sqrt{A_r}$$

Hay un hueco importante aquí

Componentes del equipo transmisor

Antenas

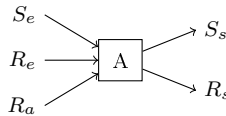
Conexiones y guías de onda En estas antenas se usan guías de onda de ofmra rectangular transmitiendo en modo TE10. Si es necesario utilizar una guía de sección circular para una junta rotatoria la señal puede pasarse a TM10, como es el caso del acoplador direccional. la mayoría de las veces los equipos sirven tanto para emitir como para recibir, por lo tanto los equipos emisor y receptor están conectados a la misma guía según el siguiente esquema



¹El número de ruido o el parámetro F de un sistema se define como

$$F = \frac{(S/R)_e}{(S/R)_s}$$

para el sistema de la figura

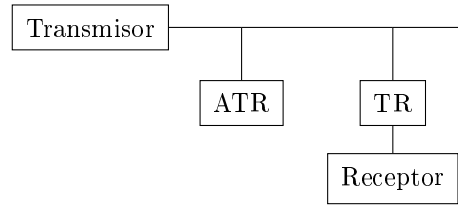


Todos los equipos producen un ruido interno R_a por su propio funcionamiento que se refleja en la señal de entrada. Este ruido se une al ruido exterior R_e y se amplifica para generar $R_s = A(R_e + R_a)$. Sustituyendo estos valores en la ecuación del número de ruido se obtiene que

$$F = \frac{R_e + R_a}{R_e}$$

El número de ruido deseable es $F = 1$ y la señal mínima detectable en ese caso es $s_{min} = FR_e$

El problema es que el transmisor y el receptor funcionan a frecuencias de órdenes distintos, esto obliga a desactivar el receptor cuando el transmisor está funcionando. Para ello se utiliza un Duplexer con un conjunto ATR+TR. El esquema de funcionamiento es el siguiente:



Cuando el transistor da su pico de potencia, eisa el receptor y durante el tiempo en el que el trasmisor está en espera (tiempo de escucha) bloquea el transmisor.

La válvula TR es una guía de onda dentro de la cual hay un gas preionizado. Cuando el transmisor da su pico de potencia, descarga los electrodos, le gas se ioniza se cortocircuita dejando pasar la señal. Mantiene cortocircuitada la señal mientras el transmisor emite. Funciona como un diodo.

Cuando la válvula ATR está abierta todo lo que hay a la izquierda queda desconectada y toda la información va únicamente al receptor. Este funcionamiento sólo es válido para los radares de impulso.

Generadores de onda

- Klystron: Es un generador de onda basado en una cavidad resonante, una línea terminada en cortocircuito en ambos lados formando una caja semicerrada de media longitud de onda según la línea.

Su funcionamiento es parecido al de un órgano de tubos. Cuando en la cavidad resonante entra una onda de muy pequeña magnitud pero con la frecuencia de resonancia, la señal se amplifica en gran medida al viajar por la cavidad. Es muy estable pero difícil de controlar.

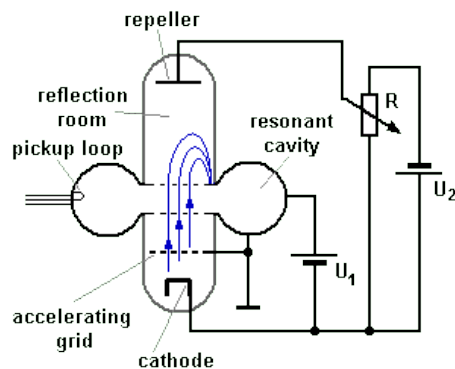


Figura 4.5: Esquema de un oscilador klystron

- Magnetrón: Se basa en el mismo principio para un campo magnético. Es más compacto que un Klystron pero menos estable.

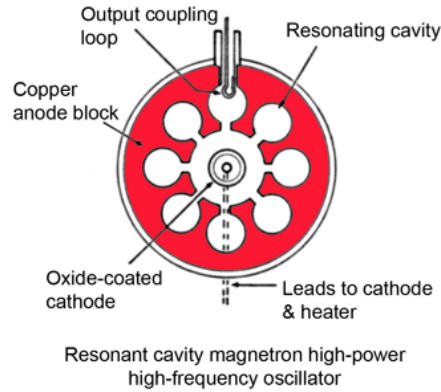


Figura 4.6: Esquema de un Magnetrón

4.2.2. Radares de onda continua

Emitimos una señal de radiofrecuencia \sim y se mide su eco de vuelta. El funcionamiento de este tipo de radares se basa en el efecto Doppler. Cuando la onda saliente rebota en un objeto en movimiento, la onda reflejada cambiará de frecuencia lo que permitirá conocer la velocidad del objeto.

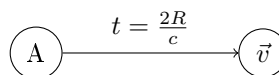
El efecto Doppler ya se ha anunciado anteriormente como

$$\Delta\omega = \frac{v_s}{c} \quad (4.17)$$

Como la onda tiene que ir y volver la onda que recibirá el objeto tendrá una frecuencia de $\omega' = \frac{\omega v_s}{c}$ ya su vez la emitirá como cuerpo en movimiento. Por ello la señal recibida tendrá como frecuencia.

$$\omega_r = \omega_e \frac{2v_s}{c} \quad (4.18)$$

Este argumento se puede entender mejor con el siguiente diagrama



El cuerpo se mueve hacia la fuente con una velocidad \vec{v} . Como la señal tiene que ir y volver el tiempo necesario no será $t = R/c$ sino el doble.

Si al radar de onda continua se le da una modulación en amplitud de frecuencia mucho menor nos permite conocer además la distancia al objeto.

Falta la parte del radioaltímetro y todas las determinaciones de longitudes

4.2.3. Equipos de RADAR de a bordo

Radar meteorológico

Es un radar que trabaja en la banda O y en la X, longitudes de onda grandes comparadas con el diámetro de una gota de agua. Manda un impulso y recibe el eco de las gotas condensadas en

las nubes. La interrogación es una señal en forma de pincel y el eco es siempre una señal bastante compleja que depende de

- La forma del pincel
- La anchura del pincel
- El tipo de precipitación
- La densidad de la nube y el tamaño de las gotas
- La constante dieléctrica del agua de precipitación

La presentación en pantalla es un diagrama de intensidad de precipitación que puede ser erróneo en caso que el pulso se atenúe completamente antes de traspasar completamente la tormenta.

Radars anticolidión (TCAS)

Es capaz de detectar, con la ayuda del radar del objetivo, la posición de las aeronaves de las proximidades y si hay una posible colisión.

Su funcionamiento es el siguiente:

1. El radar manda una señal al objetivo
2. El objetivo responde con su altura y la señal de vuelta da información sobre su posición.
3. El ordenador de a bordo calcula la trayectoria del objetivo y avisa el piloto en caso que exista peligro de colisión, además de dar información sobre qué maniobra efectuar.

También existe un radar de proximidad a tierra que avisa al piloto en caso de posible colisión con la superficie.

Radar secundario de vigilancia (SSR)

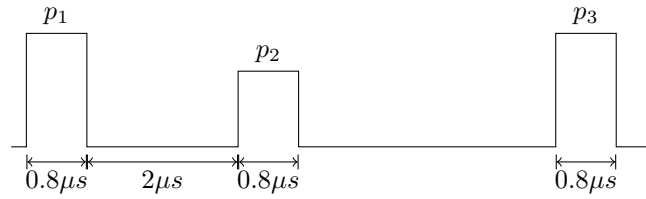
Es un radar de impulsos normalizado por la OACI que consta de dos equipos: uno en tierra y otro en la aeronave. Este radar no sólo da información de la distancia y velocidad del objeto sino que además es capaz de interrogarlo y recibir información del mismo como su identidad y su altura. Su funcionamiento se basa en el envío de una interrogación y que el blanco nos devuelva un cierto código estandarizado basado en la IFF o Identification Friend or Foe.

Se necesitan potencias mucho menores porque ahora no es necesario que la señal vuelva al radar.

Trabaja en dos bandas:

- 1030 MHz en tierra
- 1090 MHz en la aeronave

La señal es un conjunto interrogación-respuesta. La señal de interrogación es un conjunto de tres pulsos



Los tipos de comunicación se diferencian según la distancia entre el pulso p_1 y el pulso p_3 .

- Modo A. $8\mu s$
- Modo B. $25\mu s$

La respuesta es un tren de 15 impulsos con una señal digital. El primer y el último impulso son fijos y el intermedio se desecha. Esto deja un total de 12 bits de información. A petición de la torre de control puede activarse un último bit adicional llamado SPI. Sirve para distinguir una aeronave concreta puesto que todas las aeronaves que reciban la interrogación van a responder.

La respuesta es idéntica a la de TCAS con lo que la información también incluye la altitud del objetivo.

El impulso de interrogación p_2 sirve para certificar que el avión está respondiendo a la interrogación del lóbulo principal del barrido del radar. En caso contrario podría confundirse con alguno de sus lóbulos laterales.

Cuando se está en un aeropuerto de mucho tráfico puede ser que la información aportada por la respuesta sea insuficiente. En este caso puede utilizarse el radar SSR-Modo S

SRR-Modo S

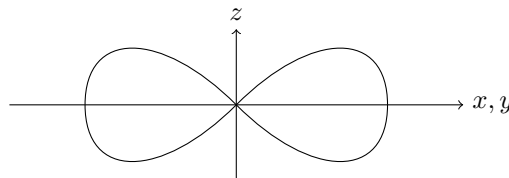
Es una extensión del radar SRR cuya respuesta es una palabra de 56 a 112 bits con mucha más capacidad.

4.3. Ayudas a la navegación no autónomas

Estos radares se basan en la captación de una señal que proviene de una estación en tierra. Suelen basarse en el conocimiento del diagrama de radiación de la señal de la estación para poder posicionar la aeronave respecto a un punto en el espacio $\vec{r}(\rho, \theta)$.

4.3.1. Diagramas de radiación

Dipolo



En el plano (x, y) la antena es omnidireccional

4.3.2. Pareja de dipolos iguales

Con este grupo de antenas se consigue un diagrama de radiación direccional también en el plano (x, y) . La forma del diagrama es

$$E = A \cos\left(\frac{d}{2} + \frac{\pi d}{2} \cos \varphi\right) \quad (4.19)$$

4.3.3. Determinación de la posición en azimut

ADF(NDB)

VOR (VHF Omnidirectional Radio Range)

Radiofaro de guiado azimutal (no de precisión) de corto alcance y direccional, que materializa las rutas de vuelo. Sus características son las siguientes

- Alcance: 200 Km
- Frecuencias: 112 - 118 MHz
- Separación entre emisoras: 15 KHz

El VOR se basa en 4 señales

1. Tono de identificación en MORSE
2. Canal de identificación de audio para informar al piloto
3. 2 señales de navegación, una fija y otra variable de 30 Hz modulando una portadora.

Señal fija Se manda de modo omnidireccional. Lleva una subportadora de 9960 MHz a su vez modulada en frecuencia una señal de 30 Hz con una desviación en frecuencia de la subportadora de 480 Hz.



Señal variable Señal de radiofrecuencia sin modular con un diagrama de radiación en forma de cardioide que gira a 1800 rpm.

Funcionamiento La aeronave verá una distribución espacial en la potencia de la señal gracias al sincronismo entre las dos señales. Cuando la señal fija de 30 Hz pasa por el máximo la cardioide apunta al norte. La diferencia de fase entre la señal fija y la variable da la posición angular de la aeronave respecto la estación fija.

Para ello hay que medir el desfase entre dos señales. La posición angular obtenida recibe el nombre de *Marcación VOR*.

VOR Doppler**4.3.4. Determinación de la distancia****DME (Distance Measurement Equipment)****4.3.5. Ayudas de aproximación y aterrizaje****ILS (Instrument Landing System)****MLS (Sistema de aterrizaje por microondas)****4.3.6. Navegación por satélite (GPS)**

Es un sistema desarrollado inicialmente en estados unidos para aplicaciones militares. Su disponibilidad no está garantizada así que no puede utilizarse para sistemas críticos. Se basa e la medida de tiempo de la señal emitida desde un satélite y la posición se determina por triangulación.

Se necesitan como mínimo tres satélites para no tener ningún tipo de ambigüedad espacial en la superficie terrestre y un cuarto para resolver la incertidumbre temporal (sincronización). Entonces son necesarios cuatro satélites para determinar la posición de un punto sobre la superficie terrestre.

La constelación de satélites GPS está constituida por seis planos orbitales inclinados 55° respecto al ecuador y en planos separados 60° entre sí a una altura de 20.000 Km y de periodo unas 12 horas. Hay 4 satélites en cada plano. Esto implica que hay 24 satélites operativos de 29. Con este sistema se consigue que cada punto del planeta sea cubierto por cuatro satélites.

Cada satélite GPS emite un mensaje de navegación a 50 bps que proporciona el tiempo, un almanac y un ephemeris. El almanac consiste de información no precisa de la orbita y el estado para cada satélite de la constelación. Una transmisión completa del almanac dura 12.5 minutos y es responsable de la larga entrada en funcionamiento cuando se conecta un nuevo receptor. El ephemeris da la órbita precisa del satélite y se transmite cada 30 segundos. El almanac ayuda en la localización de otros satélites mientras que el ephemeris es necesario para calcular la posición con la información del mismo satélite. El ephemeris se actualiza cada 2 horas y es válido por 4 horas.

Cada satélite transmite su mensaje de navegación como mínimo con dos señales distintas: la señal C/A (Coarse / Acquisition), que es pública y la señal P (Precise) que se reserva normalmente para aplicaciones militares. El código C/A es una señal pseudoaleatoria (PRN) a una velocidad de transmisión de 1,023 Mbps que se repite cada milisegundo. Cada satélite tiene su propio código C/A de tal modo que sirve para identificarlo. El código P es una señal PRN de 10,23 Mbps que cambia cada semana. Con el modo "anti spoofing" está conectado el código P se encripta para formar el código P(Y), con el que se hace necesaria una clave.

Para calcular una posición el receptor necesita una medida precisa del tiempo. Cada satélite dispone de un reloj atómico mientras que los receptores disponen de un reloj de cristal de cuarzo que se refresca continuamente con las medidas de los satélites. El receptor identifica la señal de cada satélite gracias a su secuencia C/A y luego mide el retraso para cada satélite. Para conseguirlo el receptor genera una clave C/A idéntica usando la misma semilla². Alineando

²Es imposible generar números aleatorios mediante un sistema determinista como el de un ordenador. La mayoría de los pcs disponen de un dispositivo de generación de números pseudoaleatorios que son estadísticamente casi aleatorios. Los algoritmos de generación de números aleatorios necesitan una semilla, un número entero lo más largo posible que suele obtenerse de un dispositivo de entrada también pseudoaleatoria como alguna entrada de terminal. Si bien los números pseudoaleatorios lo son a la práctica su secuencia puede extraerse con cierta facilidad conociendo la semilla de los mismos. Un concepto parecido se emplea en la encriptación mediante pares de claves.

las dos señales el receptor puede medir el retraso y calcular la distancia al satélite llamada pseudoamplitud.

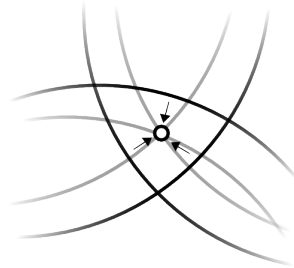


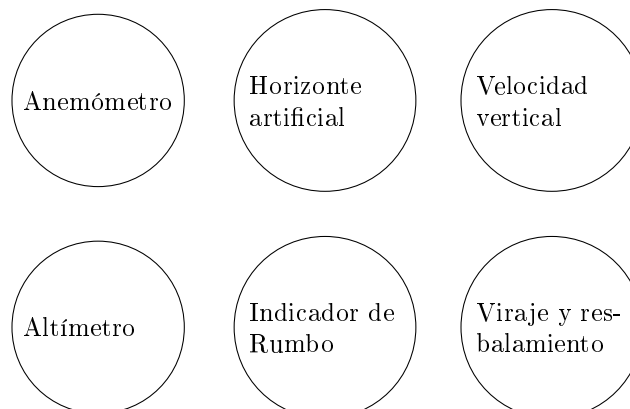
Figura 4.7: Esquema de la superposición de pseudoamplitudes para obtener la posición respecto a la constelación de satélites

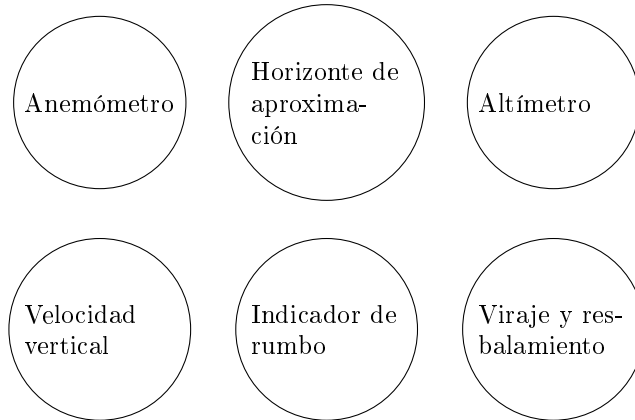
La posición precisa del satélite se obtiene de los datos de su órbita contenidos en el mensaje de navegación. Conociendo la posición del satélite y la distancia al mismo se sabe que está contenido en la superficie de una esfera imaginaria cuyo centro es el satélite. Conociendo los datos de cuatro satélites se llega a la posición del objetivo; si el objetivo está al nivel del mar puede sustituirse una de las esferas por el elipsoide terrestre. En muchos de los casos las esferas no se encontrarán en un punto, entonces el receptor debe ser capaz de dar una posición de máxima probabilidad.

	C/A (Estándar)	P (Militar)
Cadencia	1,023 Mbits/s	10,23 Mbits/s
Revolución	30 m	3 m
Ambigüedad	300 m	no existe
Servicio de posición	SPS	PPS
Disponibilidad	selectiva	encriptación por activación del A-S
Acceso	facilitación	sólo usuarios autorizados

4.4. Instrumentación de cabina

4.4.1. Formato estándar inicial



4.4.2. Configuración en T

Capítulo 5

Comunicaciones

Este capítulo trata de los sistemas de comunicación de la aeronave con la torre de control, el control aéreo o con la compañía aérea. ¿Qué se transmite, cómo se transmite y cual es el medio?

En la actualidad la modulación analógica ha caído en desuso¹ en favor de la modulación digital, sólo se mantiene para la comunicación de audio. El método de envío de señal siempre va a ser el mismo, la modulación de una portadora en amplitud, en frecuencia o la modulación digital.

Los márgenes de frecuencia principales de la portadora son tres:

- HF: 3-30 MHz para comunicación analógica
- VHF: 118-136 MHz para comunicación analógico-digital
- UHF: modulación digital en bandas de comunicación militares y comunicaciones vía satélite.

5.1. Frecuencias

5.1.1. HF

El alcance de estas ondas es elevado pero no predecible debido a que se reflejan en la ionosfera. Es la única banda de gran alcance porque a frecuencias mayores la propagación es en línea recta. Suele modularse en amplitud y la calidad de audio es bastante mala lo que fuerza a mandar por esa frecuencia sólo mensajes ordinarios. Es de gran importancia en los vuelos polares.

Una variante de las comunicaciones HF es el HF DL (HF Data Link), un tipo de comunicación digital de gran cobertura de la que ya existe una gran red de estaciones.

5.1.2. VHF

Frecuencia con propagación en línea recta de alcance de unas 200-300 millas ². Actualmente el ancho de banda es de 8,33 KHz y el rango de frecuencias aeronáutico se limita a 118-136 MHz.

Hay dos frecuencias especiales:

- 121,5 MHz: Aviso de emergencia, canal que hay que tener siempre abierto en escucha
- 243 MHz: Aviso de emergencia en la aviación militar. $243=121.5$, esto significa que por esta frecuencia también se captan los avisos civiles.

¹entonces por qué leches sigue siendo la que más se estudia en la escuela?

²¿Por algún motivo no usan kilómetros?

5.2. Modulación digital

Estudia electrónica II, si lo vuelven a preguntar son unos HDP.

5.2.1. Modulación PCM

5.2.2. Modulaciones FSK, PSK

5.3. Data link

Son elementos de comunicación montados en tres gamas de frecuencias diferentes para paliar la sobrecarga de las frecuencias de audio.

Sus partes son:

- 1 Voice link
- 3 Data links
 - VHF
 - modo S
 - SATCOM

5.3.1. Transmisión en VHF

5.3.2. Modo S

5.3.3. SATCOM

5.3.4. Antenas

5.4. Conexión de elementos

5.4.1. Normas ARINC

ARINC 492

ARINC 629

5.4.2. Norma MIL-1553

5.4.3. Buses de comunicación de fibra óptica

5.5. Sistema eléctrico del aeronave

5.5.1. Generadores de continua

5.5.2. Generadores de alterna

5.5.3. Sistemas de emergencia

5.6. Fiabilidad de los equipos

Capítulo 6

Preguntas de examen

6.1. Febrero de 2003

1. Parámetros y frecuencias de MIL
2. Frecuencias de VOR
3. Efecto del péndulo de Schuler
4. Ecuaciones del giróscopo unidimensional de giro integrado
5. Diferencias entre VOR-C y VOR-D
6. Diagrama de bloques del EFIS
7. ¿Qué es FMS?
8. Fuentes de energía del avión
9. ¿Cómo funciona el DME?
10. Frecuencia doppler en RADAR
11. Diagrama de radiación GP (ILS)
12. Frecuencia aeronáutica de VHF
13. Distancia no ambigua y mínima distancia entre blanco
14. Esquema del HVD
15. Ganancia de una antena parabólica en función del área de radiación y frecuencia de emisión
16. ¿Cuántos satélites hacen falta en el GPS?
17. ¿Qué es la BSPK?
18. ¿Es autónomo el GPS?

6.2. Febrero de 2007

1. 1

Parte II

Navegación aérea

Capítulo 7

El sistema de navegación aérea. El concepto CNS/ATM

Sistema aeronave La aeronave es un aparato proyectado para volar en la atmósfera terrestre, con el aprovechamiento de las acciones que el aire ejerce sobre su superficie.

Sistema aeroportuario Establecimiento físico que es la estación terminal de la aeronave, en donde están localizados los medios necesarios para permitir la suave y segura transición de vuelo entre el aire y la superficie terrestre, y donde además se proporciona la facilitación, asistencia y acogida que requieren tanto el pasaje como la carga y la aeronave al comienzo y finalización del viaje aéreo.

Conjunto de instalaciones y servicios que permite el intercambio entre el transporte aéreo y los otros modos de transporte

Sistema de Navegación Aérea Conjunto de medios técnicos, procedimientos y recursos humanos que hacen posible la Navegación y la Circulación aérea

Navegación aérea Es el proceso de determinar la posición de un vehículo y dirigir su movimiento de un punto a otro. la navegación puede ser de dos tipos:

A estima consiste en extrapolar una posición conocida a un instante posterior.

Fijación de la posición No requiere conocer la posición anterior sino que basándose en la evaluación de magnitudes observables se fija a posición instantánea del vehículo

Circulación aérea El proceso de ordenación del movimiento de varias aeronaves que utilizan simultáneamente el mismo espacio aéreo. Para desarrollar dicho proceso se deben proporcionar los servicios de ATS¹:

ATC² Prevenir colisiones y ordenar el flujo.

FIS³ Suministro de información para un desarrollo seguro y eficaz del vuelo

ALS⁴ Notificar a los organismos competentes información sobre las aeronaves que requieren ayuda de búsqueda y salvamento.

¹ATS: Air Traffic Service, Servicios de tránsito aéreo

El concepto CNS⁵/ATM⁶ Definido por el comité FANS creado por la OACI en 1983 y aprobado en la 10^a conferencia de navegación aérea en 1991.

El CNS/ATM es un instrumento global del SNA en el que se define un concepto de sistemas de comunicaciones, navegación y vigilancia, los componentes técnicos, basados en satélites y previsto para ajustarse a la evolución de la gestión del tránsito aéreo. Las características principales del concepto CNS/ATM son:

Comunicaciones (T/T y T/A)

- Transmisión de voz y datos por satélite
- Uso de VHF para transmisión de voz y datos en zonas continentales y TMA⁷.
- Uso del SSR modo-S como enlace de datos en zonas de gran densidad de tráfico
- Uso de ATN tanto en comunicaciones de datos en T/T y T/A

Navegación (ruta y app) ▪ Capacidad RNAV⁸ con los RNP⁹

- GNSS¹⁰
- MLS¹¹ o DGPS¹²

Vigilancia (PSR y SSR) ▪ SSR modo-S

- ADS¹³

⁷TMA: Área terminal

⁸RNAV: Navegación de área

⁹Required Navigation Performance

¹⁰GNSS: Global Navigation Satellite System

¹¹MLS: Microwave Landing System

¹²DGPS: ?

¹³ADS: Automatic Dependence Surveillance

Capítulo 8

Estructuración del espacio aéreo

8.1. Introducción

OACI divide el espacio aéreo mundial en nueve regiones:

EUR Europa

AFI África-Índico

MID Oriente Medio

NAM Norteamérica

NAT Atlántico Norte

CAR Caribe

SAM Sudamérica

ASIA Asia

PAC Pacífico

OACI asigna a cada estado un espacio aéreo jurisdiccional que coincide con la frontera del país. Cuando el límite coincide con una zona costera se le asigna una porción de mar.

8.2. Divisiones del espacio aéreo

El espacio aéreo se puede dividir de acuerdo a diferentes conceptos:

- Para prestar servicio de circulación aérea
 - Espacio aéreo controlado, donde la responsabilidad de la separación entre aeronaves recae en el servicio terrestre que proporcionará control, información y alerta
 - Espacio aéreo no controlado, donde el responsable de la separación entre una aeronave y las demás es el propio piloto al mando, mientras que los servicios terrestres sólo proporcionarán información y alerta.
- División física:

- Horizontal: Las regiones de la OACI
- Vertical: Espacio aéreo Inferior y Superior.

8.2.1. El espacio aéreo inferior

Se extiende hacia arriba, desde el nivel del terreno o del mar, hasta un nivel de vuelo prefijado, en España es el FL 245.

Normalmente el espacio aéreo inferior de un Estado es demasiado grande para atenderlo desde un único centro de control, por lo que se subdivide en varias zonas llamadas FIR¹. Un FIR se divide a su vez en:

- Espacio Aéreo controlado
- Espacio Aéreo no controlado
- Espacio Aéreo con estatuto particular

El espacio aéreo controlado

En el espacio controlado de un FIR se prestan los tres servicios de control, información y alerta.

El espacio controlado se divide en:

Zonas de control (CTR) Son cilindros cuya base se centra en un aeropuerto, sea en su medio, en el cruce de pistas, en el umbral, etc. y su radio es de 5 NM². El límite inferior es el del terreno y el superior, es de 300 m coincidiendo con el límite del área terminal.

Áreas de control(CTA) Se subdividen en:

Área terminal (TMA) Suele ser mucho más grande que el área de control, pues ha de servir a un único aeropuerto o a varios teniendo por tanto una forma en planta irregular dependiendo de las rutas de llegada salida del o de los aeropuertos.

El área terminal limita inferiormente con el CTR pero su límite superior depende del número de los aeropuertos a los que sirve. Según el caso se distinguen entre

Tipo I un aeropuerto: EL límite superior es el del nivel de vuelo máximo de espera más 500 ft.

Tipo II varios aeropuertos: El límite superior es el mismo del FIR (FL245 en España)

Aerovías (AWY) Son pasillos que unen áreas terminales dispniendo cada una de varios niveles de vuelo. Se designa con una letra, inicial de un color, en inglés, que da idea de su orientación.

Color	Orientación
A (Ambar)	Norte
B (Blue)	Sur
G (Green)	Este
R (Red)	Oeste
W (White)	Aerovía adicional

Con mayor generalidad, en Anexo 11 de la OACI define los *designadores de rutas aéreas* entre los que se encuentran las aerovías y que constan de un *designador básico* formado por una letra y un número del 1 al 999.

¹FIR: Flight Information Region

²Millas náuticas

Espacio no controlado

Corresponde al resto del espacio aéreo fuera de las CTR y CTA, excepto al especificado con *estatuto particular*.

Espacio aéreo con estatuto particular

Se consideran tres tipos:

Zonas prohibidas (P) Son zonas impermeables, que no se pueden sobrevolar ni siquiera solicitando autorización. Suelen corresponder a zonas de alta seguridad de un estado o a zonas de exclusión.

Zonas restringidas (R) Pueden sobrevolarse con una autorización especial. Normalmente coinciden con zonas de maniobras o de instalaciones militares

Zonas Peligrosas (D) se pueden sobrevolar sin necesidad de solicitar permiso pero no se recomienda hacerlo. Corresponde a zonas de lanzamiento de globos aerostáticos, instalaciones industriales específicas...

8.2.2. Espacio Aéreo Superior

Este espacio se extiende hacia arriba por encima del espacio inferior (FL245 en España) y abarca hasta en nivel de vuelo FL460. Al igual que el inferior, el superior se divide en regiones superiores de información de vuelo (UIR), que suelen coincidir en planta con el FIR correspondiente. En España el UIR Canarias tiene una superficie algo menor que el FIR.

En el UIR también existe la división entre el espacio controlado y no controlado. El controlado es formado por las aerovías, que constituyen el área controlada superior (UTA); el resto del espacio es no controlado.

Las aerovías en el UIR se designan como en el FIR anteponiendo una U delante (upper)

8.3. El espacio aéreo español

El espacio aéreo inferior del territorio español peninsular se divide en dos regiones de información de vuelo, FIR Madrid y FIR Barcelona.

Ambos están separados por una línea diagonal, aproximadamente entre los puntos (0°,43°N) u (2°W, 36°S)³ que deja al FIR Barcelona al este y el FIR Madrid al Oeste.

El FIR Madrid se subdivide en dos partes, Norte y Sur, separadas por el paralelo 39. La zona sur se ubica en el centro de control de área (ACC) de Sevilla, encargado de proporcionar los servicios de tránsito aéreo (ATS) por delegación de ACC Madrid, responsable de este FIR. Al sureste de este sector Sur se encuentra el corredor de Melilla, dentro del FIR Casablanca, en el espacio aéreo Marroquí.

El espacio aéreo de las Islas Baleares se integra en el FIR Barcelona.

El tercer FIR del espacio aéreo inferior español es el de Canarias, en la región AFI de la OACI.

El espacio aéreo superior está formado por las correspondientes Regiones Superiores de Información de Vuelo (UIR) de Madrid, Barcelona y Canarias, que se extienden verticalmente como prolongación de sus respectivos FIR, a excepción del UIR de Canarias que, en relación al FIR, deja de pertenecerle el espacio al este de la línea que une los puntos...

³Esto tiene que estar mal, seguro que es (2°W,36°N)

En los tres FIR, las áreas de control (CTA) son las aerovías, designada por las cinco letras indicadas antes, y las áreas terminales (TMA) que unen, existiendo además las CTA de Santander, Vitoria, Pamplona y Albacete.

El FIR Madrid cuenta con las TMA de Galicia, Asturias, Bilbao, Zaragoza, Madrid, Sevilla, Granada y Almería, las tres últimas coordinadas desde Sevilla por delegación del FIR Madrid. Además, están las CTR de los aeródromos no integrados en las TMA anteriores: San Sebastián, Valladolid, Salamanca y Talavera.

Por último, el FIR Canarias tiene un TMA para el conjunto de aeródromos de estas islas.

Capítulo 9

Los servicios de la Circulación Aérea

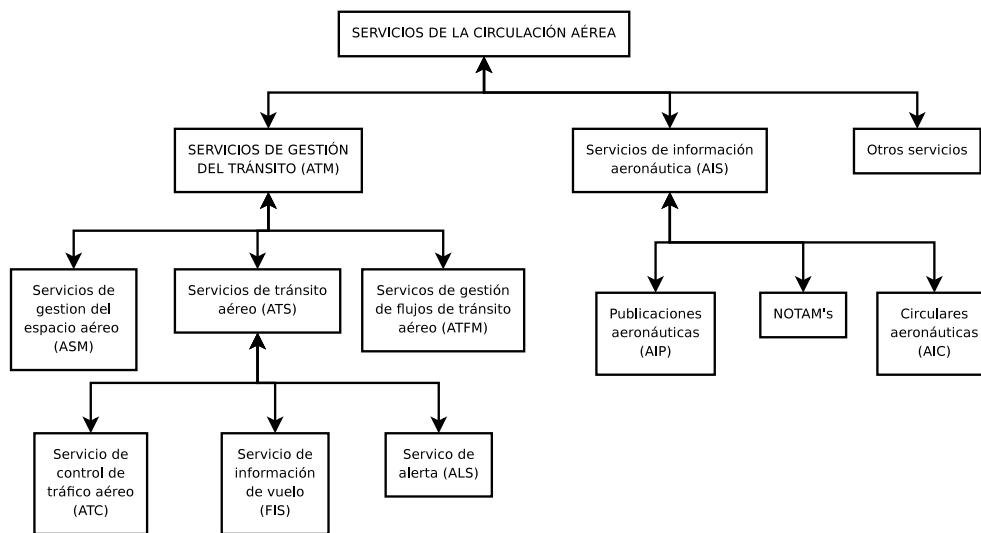


Figura 9.1: Los servicios de la circulación aérea

Capítulo 10

Proyecciones Cartográficas

Capítulo 11

Rutas Aéreas

Capítulo 12

Sistema de datos aire. Funciones anemométrica y altimétrica

Capítulo 13

El concepto CNS/ATM: Las comunicaciones

Capítulo 14

El concepto CNS/ATM: La Navegación Aérea en Ruta y en Área Terminal

Capítulo 15

El concepto CNS/ATM: La Vigilancia

Capítulo 16

Diseño de rutas

Capítulo 17

El concepto CNS/ATM: El ATC