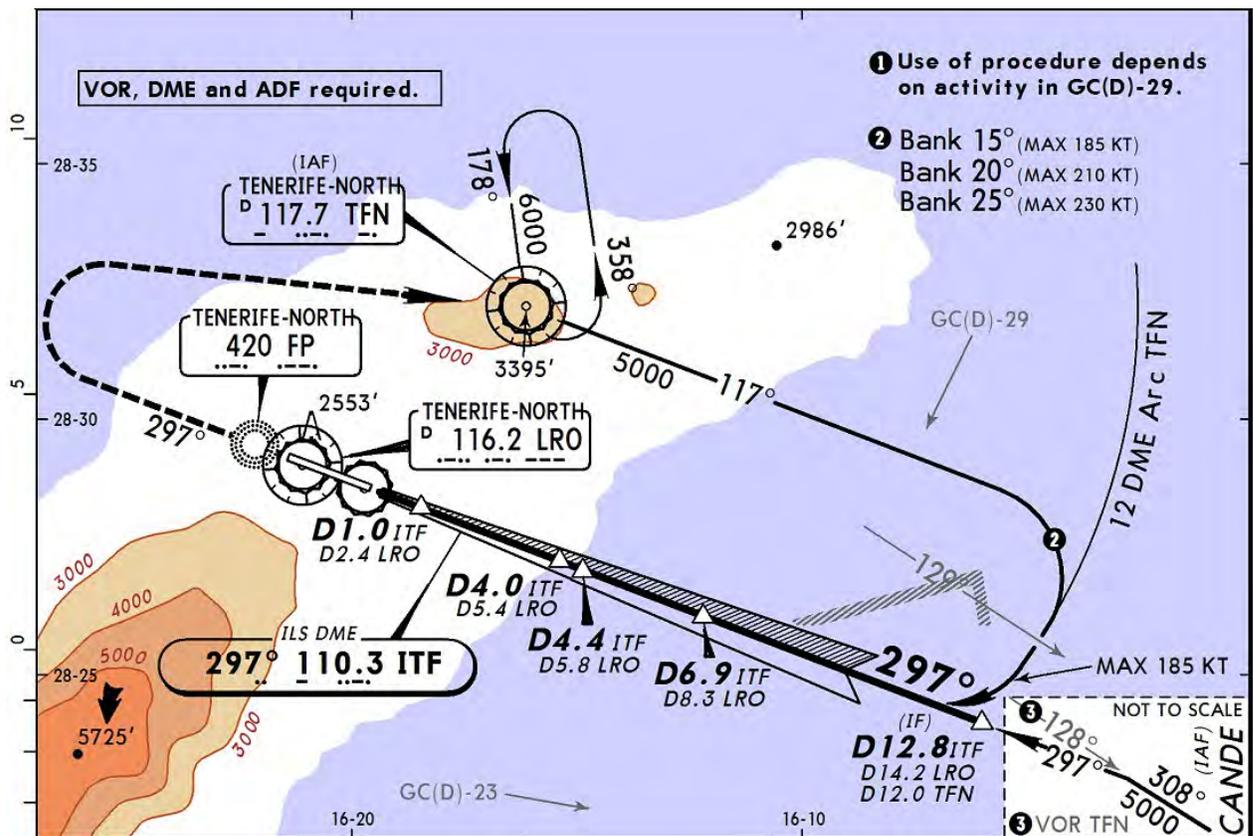


Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronáuticos

Sistemas de Navegación



Asignatura: SISTEMAS DE NAVEGACION Y AVIONICA			Código: 4114
Curso	<input type="text" value="4"/>	Nº de Créditos	<input type="text" value="6,75"/>
Semestre	<input type="text" value="1"/>	Horas Semanales	<input type="text" value="4,5"/>
Tipo: <input type="text" value="TRONCAL"/>			Prácticas (laboratorio, taller, etc.): SI
			Curso 09/10: 7 horas en total

- **INTRODUCCIÓN A LA AVIÓNICA.**
- **PILOTO AUTOMÁTICO**
Sistemas de Control. Funciones de transferencia. Respuesta en frecuencia y representaciones gráficas. Realimentación. Estabilidad. Diagrama de Nyquist. Funciones de transferencia del avión. Piloto automático. Estabilidad. Adaptación. Fly by wire (FBW). Conceptos básicos. Sensores. Acelerómetros. Giróscopos.
- **SISTEMAS DE NAVEGACIÓN**
Sistemas autónomo: Navegación inercial. Principios básicos. Plataforma de inercia. Sistemas “strap-down”. Alineaciones. Correcciones..Radar. Radar primario. Ecuaciones del radar. Antena. Sistema de radiofrecuencia. Radar Doppler. Radioaltímetros.
Sistemas no autónomos. VOR, ILS, DME, GPS
- **PRESENTACIONES**
Presentaciones en cabina. Instrumentación básica. Sistemas FMS, EFIS, EICAS. “Head-up display” (HUD). “Helmet mounted display” (HMD). Visión nocturna.
- **COMUNICACIONES**
Introducción. Bandas aeronáuticas. Modulaciones utilizadas. “Data-link”. Antenas.
- **BUSES DE COMUNICACIONES**
Introducción. Normas ARINC. Normas MIL.
- **SISTEMA ELÉCTRICO**
Introducción. Normas. Tensiones y frecuencias. Baterías. Generadores.
- **TOLERANCIA AL FALLO**
Introducción. Sistemas tolerantes al fallo (SW, HW). Normas.
- **CIRCULACIÓN Y NAVEGACIÓN AÉREA**
La circulación aérea. Los servicios de tránsito aéreo. Fines, servicios y organismos de tránsito aéreo. Organización, medios y tareas ATC. El reglaje altimétrico. Concepto SNA. El concepto ATM. La gestión de flujo de tránsito aéreo (flow control). El control del tráfico aéreo. La coordinación entre centros de control. Separaciones. La coordinación civil/militar. El concepto de fans. Planes internacionales relativos al SNA. La navegación aérea. Las rutas troncales. La nueva clasificación del espacio aéreo.
La planificación del SNA. La interrelación sistema ATS/sistema aeroportuario. Los servicios de información aeronáutica. El concepto de automatización del control del tráfico aéreo. Los sistemas de automatización del control del tráfico aéreo. La capacidad del SNA. El control del tráfico aéreo en el siglo XXI

BIBLIOGRAFIA:

- Navigation Systems.- M:Kayton.- Wiley
- Avionics Systems.- D.H.Middelton.- Longman Scientific and Technical.
- Manual of Avionics.-B.Kendal.- Blackwell Scientific Publications
- Automatic Flight Control.-E.H.J. Pallett.- Blackwell Science.

Asignatura(s) soporte(s): **ELECTRÓNICA II Y ORDENADORES**



Sistemas para la Navegación Aérea

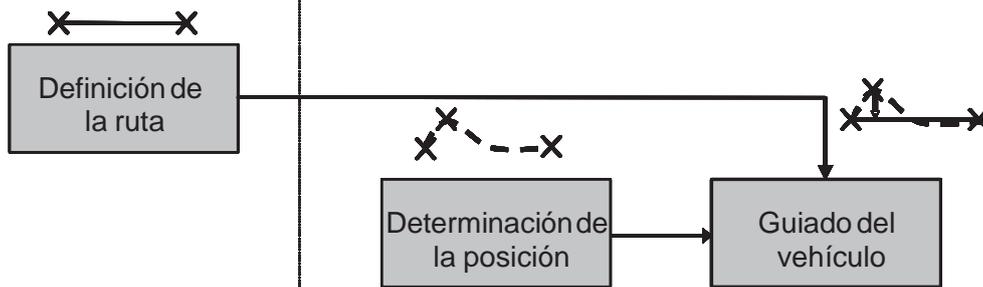
Concepto de Navegación (1):

La navegación es un proceso que requiere tres acciones interrelacionadas:

- *Establecer la ruta* que se desea seguir (planificar la ruta) entre origen y destino,
- *Posicionarse* con relación a dicha ruta y
- *Corregir la posición*, en su caso, basándose en la discrepancia entre la posición actual y la establecida por la ruta deseada (guiado del vehículo).

Con antelación

Tiempo real



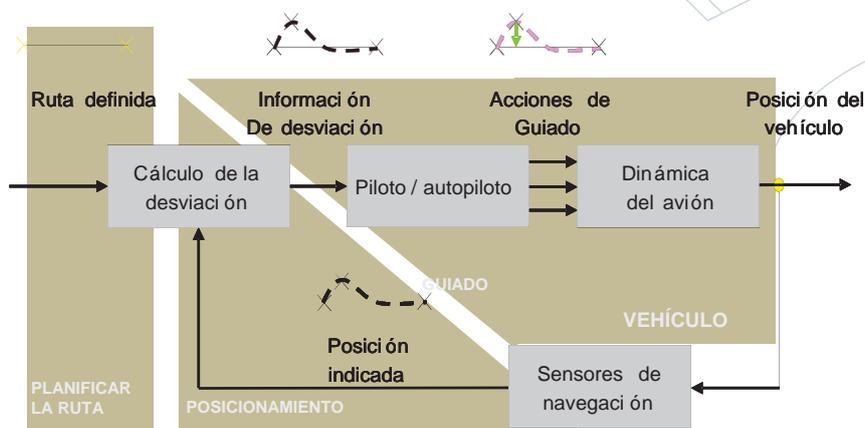
POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Concepto de Navegación (y 2):

la navegación se puede considerar como proceso de control con realimentación



POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Definición de la ruta (1):

La ruta que se puede seguir entre origen y destino en cualquier tipo de navegación, en general, no es única, sino que puede tener perfiles espacio-temporales diversos, de forma que la elección estará sujeta a consideraciones de índole diversa (economía, tiempo, consumo, seguridad, fluidez, impacto ambiental, etc).

Tiene tres destinatarios;

- el **piloto**, los servicios de tránsito aéreo, en particular,
- el **control del tráfico aéreo** o ATC para que lo tenga en cuenta en las operaciones aéreas y,
- el **operador de la compañía** aérea (con propósitos de planificación y gestión de la flota).



POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Definición de la ruta (2):

Existen rutas aéreas de referencia que son publicadas por los proveedores de los servicios de navegación aérea. Para las aeronaves que usan navegación instrumental, estas rutas, cuyas características están normalizadas por la OAC, existiendo:

- Rutas normalizadas **de salida** (SID) SID: Standard Instrumental Departure.
- Rutas ATS**
- Rutas normalizadas **de llegada** (STAR) STAR: Standard Arrival
- Aproximación Instrumental.**



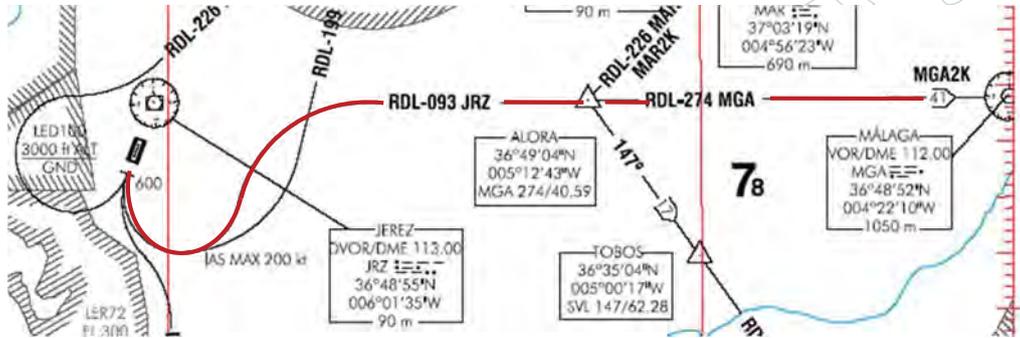
POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Definición de la ruta (3):

☐ Rutas normalizadas **de salida** (SID) SID: Standard Instrumental Departure.



SALIDA MÁLAGA DOS KILO (MGA2K)
 Subir en rumbo de pista a 600 ft. Virar a la izquierda para seguir RDL-093 JRZ directo a ALORA. Virar a la derecha para seguir RDL-274 MGA, directo al VOR/DME MGA.



Sistemas para la Navegación Aérea

Definición de la ruta (4):

☐ Rutas **ATS**

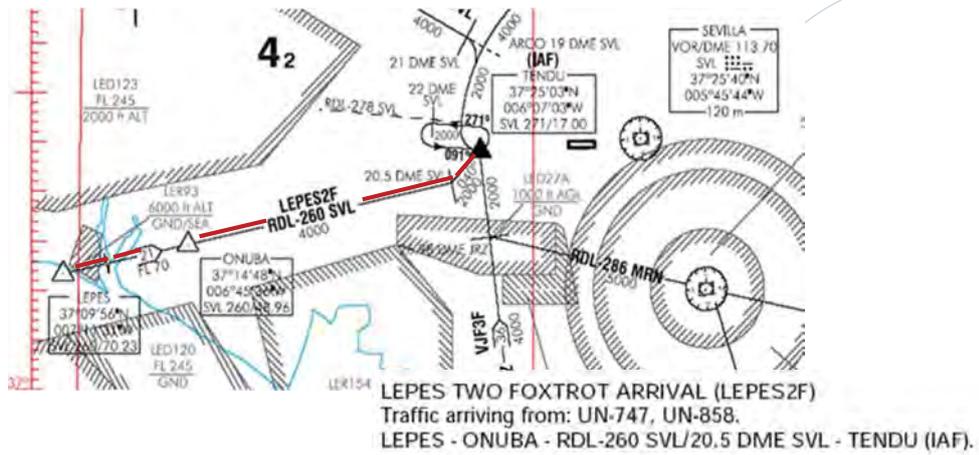




Sistemas para la Navegación Aérea

Definición de la ruta (5):

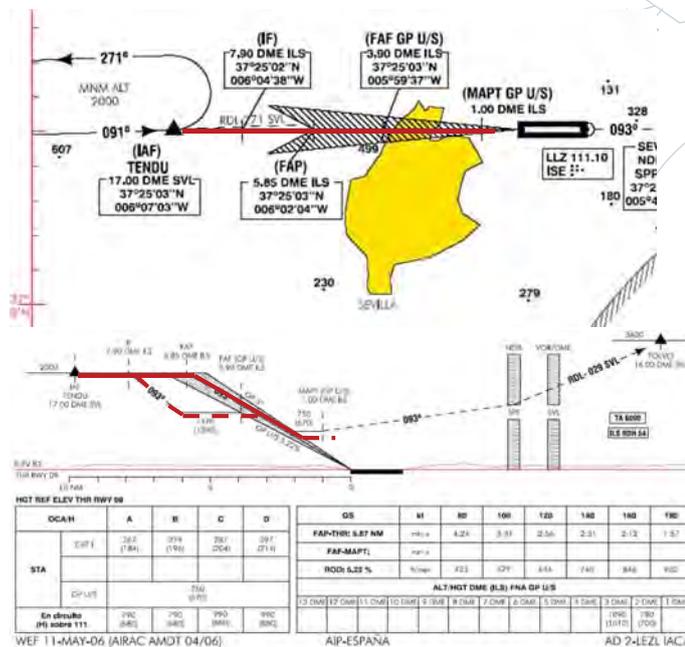
☐ Rutas normalizadas *de llegada* (STAR) STAR: Standard Arrival



Sistemas para la Navegación Aérea

Definición de la ruta (6):

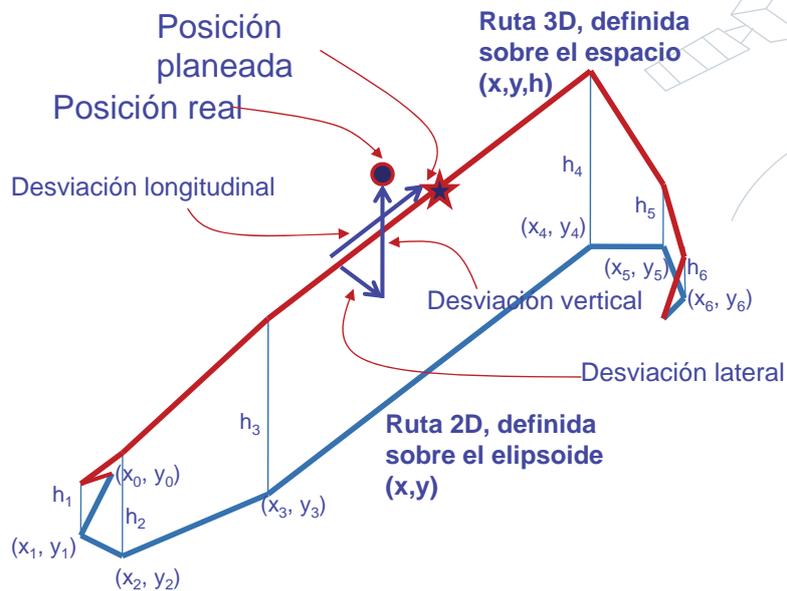
☐ Aproximación Instrumental





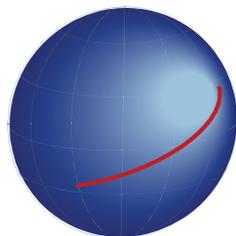
Sistemas para la Navegación Aérea

Ruta 2D, 3D y 4D y desviaciones:

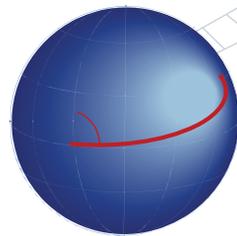


Sistemas para la Navegación Aérea

Ortodrómica y loxodrómica:



Ortodrómica o distancia más corta entre dos puntos sobre el elipsoide de referencia



Loxodrómica o línea de rumbo constante una de dos puntos sobre el elipsoide de referencia





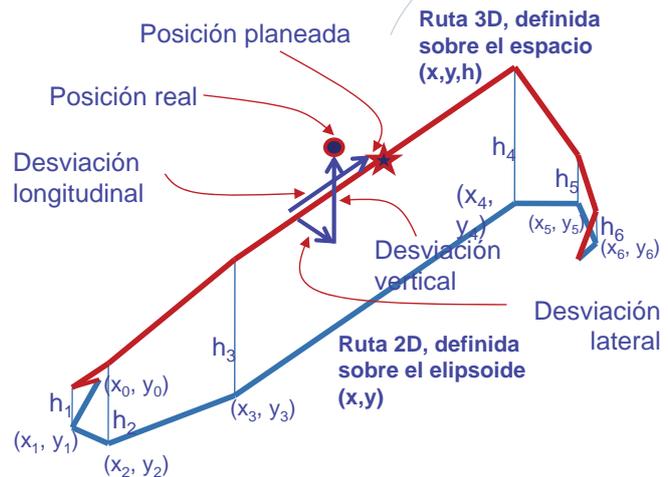
Sistemas para la Navegación Aérea

Posicionamiento (1):

El interés de posicionarse está en conocer la situación del vehículo con relación a la ruta previamente definida y, en algunas situaciones, con relación a un punto concreto, como el destino del vuelo

posicionamiento directo: permite obtener, de manera inmediata, la situación del vehículo, con relación a la ruta definida o a un punto de la misma.

Posicionamiento indirecto: determina las coordenadas de la posición del avión, a partir de las cuales se establecerá su situación con relación a la ruta definida.

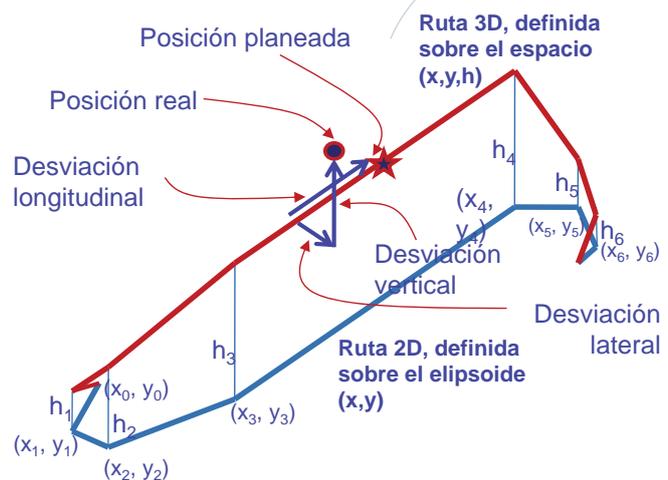


Sistemas para la Navegación Aérea

Posicionamiento (2):

El posicionamiento del avión se puede obtener por observaciones y referencias visuales directas del entorno (navegación observada), apoyándose en instrumentos (navegación por instrumentos) ó por una combinación de los dos.

Sobre la ruta definida en el plan de vuelo, la aeronave puede tener una desviación lateral, cuya corrección se realiza por medio de la "navegación lateral" (LNAV), o vertical, cuya corrección se lleva a cabo con la denominada "navegación vertical" (VNAV).





Sistemas para la Navegación Aérea

Posicionamiento (3):

El posicionamiento vertical “establecido a nivel” que corresponde normalmente a la mayor parte de la duración de un vuelo, mide la desviación vertical en el altímetro a partir de la altura/altitud indicada, con relación a la asignada en el plan de vuelo.

El objetivo de la **VNAV**, en este caso, es mantener su aguja indicadora en esta última posición y con el variómetro marcando permanentemente velocidad vertical nula.



POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Posicionamiento (4):

La navegación lateral o **LNAV directa**, utiliza como dato de posicionamiento la desviación lateral con relación a la superficie de referencia. En navegación convencional, está definida por alguna radio ayuda.

Con *navegación convencional* y *posicionamiento directo*, las superficies de referencia o de situación posibles son:

- VOR:** Semi superficie plana vertical pasando por la vertical local que contiene al centro de fases de la antena del equipo VOR terrestre y orientada según el radial de la estación seleccionado a bordo.
- DME:** Superficie esférica, situada a una distancia especificada del centro de fases de la antena del equipo de tierra.
- NDB/ADF:** Superficie cónica, con eje que contiene el centro de fases de las antenas de a bordo, y ángulo tal que dicha superficie contiene a la estación terrestre.
- Localizador ILS:** Semi superficie plana vertical que contiene al centro de fases de la antena del equipo terrestre y orientada según el eje longitudinal de la pista correspondiente.
- GNSS:** Hiper-superficie esférica de radio la “pseudodistancia”. (no es convencional).



POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Posicionamiento (5):

- ❑ El VOR, es el instrumento básico para medir la desviación lateral es el denominado CDI.
- ❑ El DME a bordo suministra distancia entre avión y estación, así como la componente radial de la velocidad relativa. La superficie de situación correspondiente es esférica.
- ❑ El ADF de a bordo normalmente presenta la información a bordo sobre un instrumento denominado "indicador radiomagnético" o RMI.



POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Posicionamiento (6):

- ❑ Posicionamiento indirecto e integración de sistemas:
 - ❑ La navegación convencional y posicionamiento indirecto es también posible utilizando un RMI.
 - ❑ El HSI es una evolución del RMI, que embebe el CDI del VOR.



POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Posicionamiento (y 7):

El indicador primario de vuelo o PFD embebe, entre otras indicaciones:

- Horizonte artificial.
- Altímetro y variómetro.
- Velocímetro.
- Rumbo.

Al mismo tiempo presenta los valores requeridos de:

- Velocidad horizontal,
- Rumbo ó curso.
- Altitud.
- Velocidad vertical

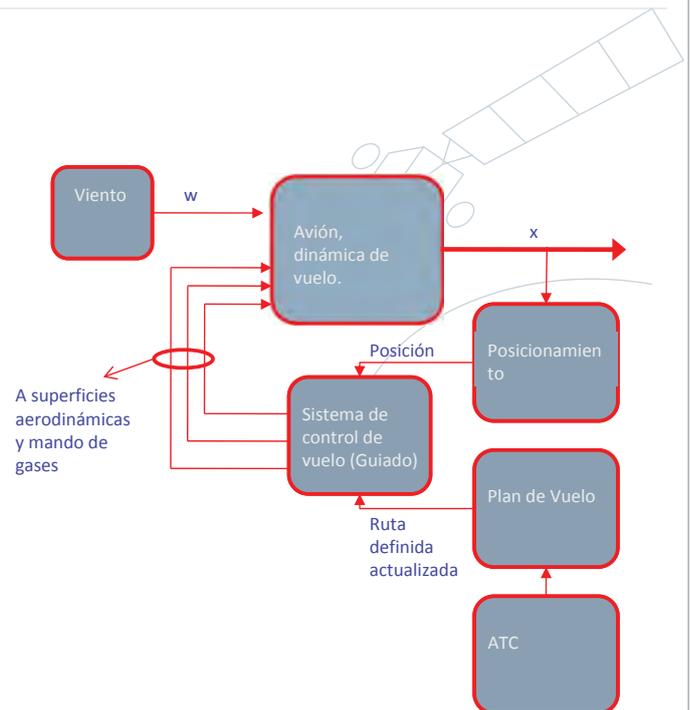
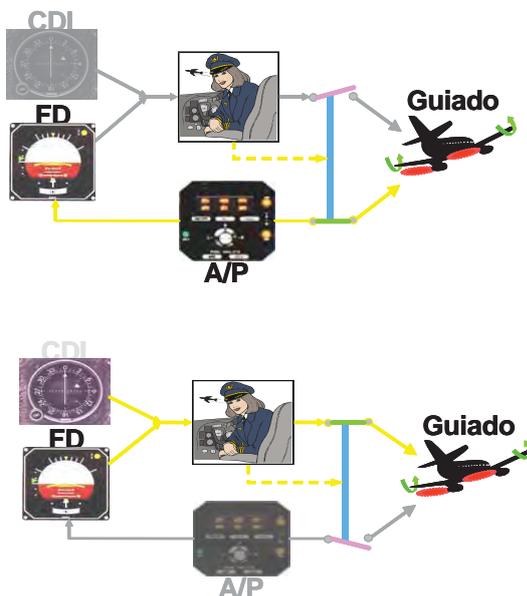


POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Guiado (1)



POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Guiado (y 2)



Sistemas para la Navegación Aérea

Resumen (1)

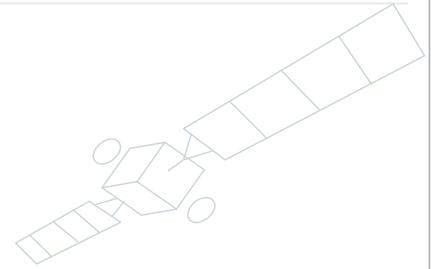
FUNCIONES QUE LA COMPONENTE NAVEGACIÓN	LA	REQUISITOS MÍNIMOS PARA LOS DIFERENTES TIPOS DE NAVEGACIÓN		
		2D	3D	4D
DEFINICIÓN DE LA RUTA		Latitud, longitud	Latitud, longitud y altura	Latitud, longitud, altura y tiempo
POSICIONAMIENTO		Desviación lateral	Desviación lateral y vertical	Desviación lateral, vertical y longitudinal
GUIADO		Control lateral	Control lateral, control vertical	Control lateral, control vertical y control de velocidad





Sistemas para la Navegación Aérea

Resumen (2)

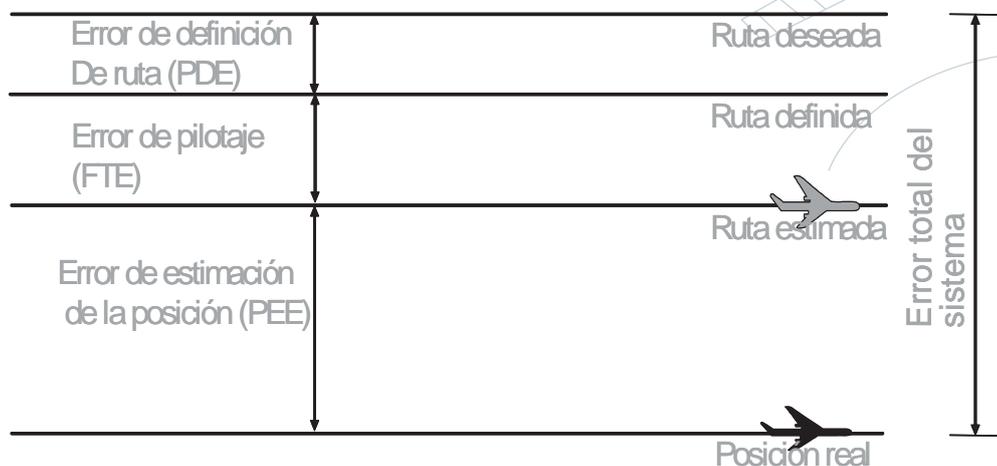
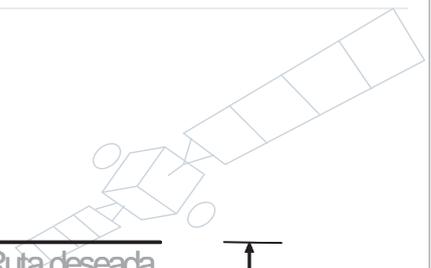


TIPO DE POSICIONAMIENTO (O NAVEGACIÓN)	REQUERIMIENTO DE SENSORES EXTERNOS	CÁLCULO DE LA POSICIÓN ESTIMADA
Fijación de la posición (Fixing)	Si: No autónomo	Ecuaciones de Observación
A estima (Dead Reckoning)	No: Autónomo	Ecuación dinámica o de estado



Sistemas para la Navegación Aérea

Resumen (y 3)



Problemas Introducción a la Navegación Aérea

Javier García-Heras Carretero

Curso 2012-2013

Sistemas de Navegación y Aviónica

Problema 1

Dadas las siguientes rutas, tomadas de cartas de navegación de llegada y salida de un aeropuerto, indicar las maniobras, segmento a segmento, que debe realizar la aeronave y si son instrumentales, qué tipo de ayuda a la navegación las soporta:

Nota:

Instrumentales: posicionamiento directo a través de observables obtenidos de estaciones terrestres

Problema 1

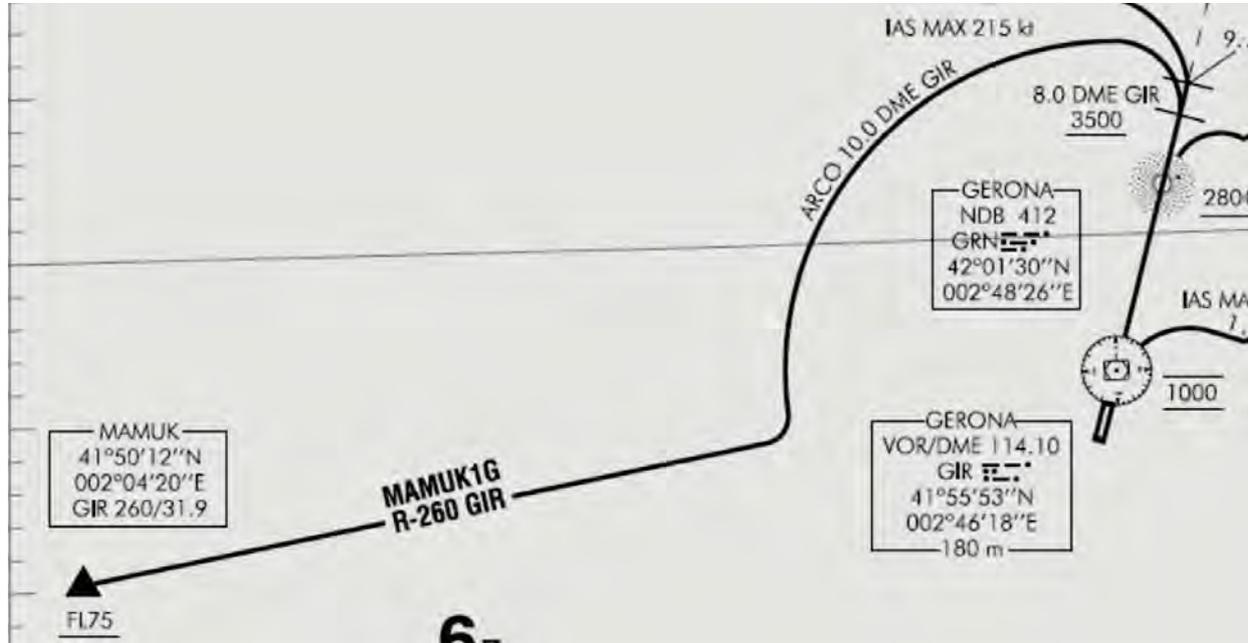


Figura 1: SID hacia MAMUK

Problema 1

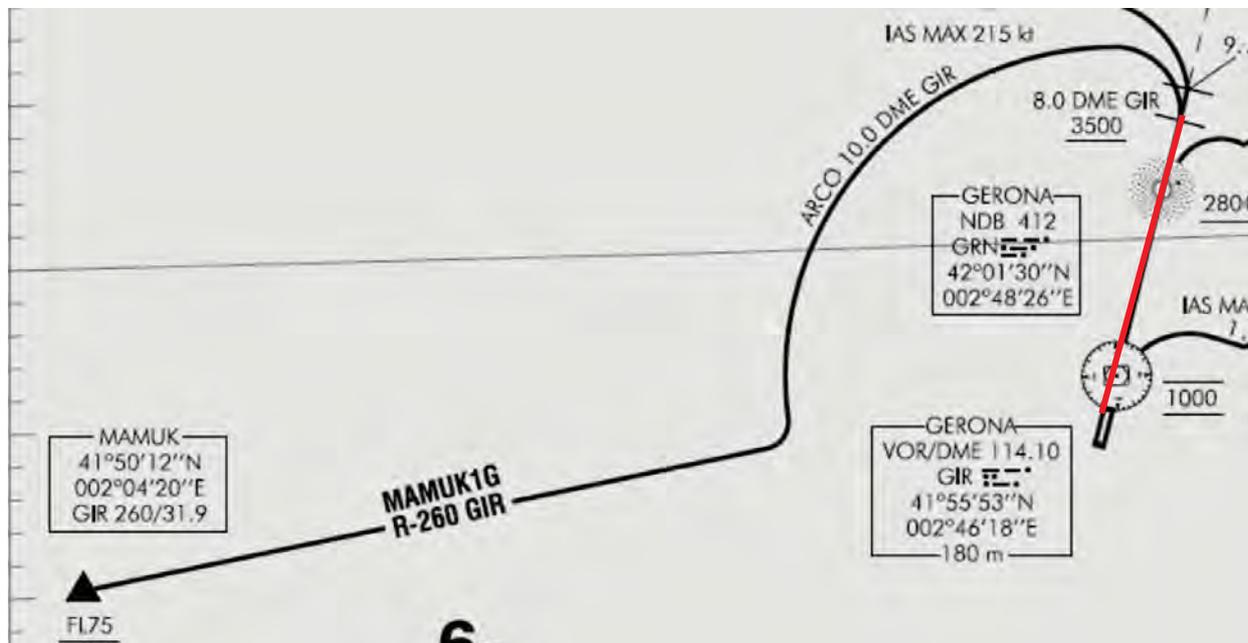


Figura 1: SID hacia MAMUK

Problema 1

Seguir rumbo de pista hasta 8 DME GIR
y con una altitud superior a 3500ft.
Navegación A estima.

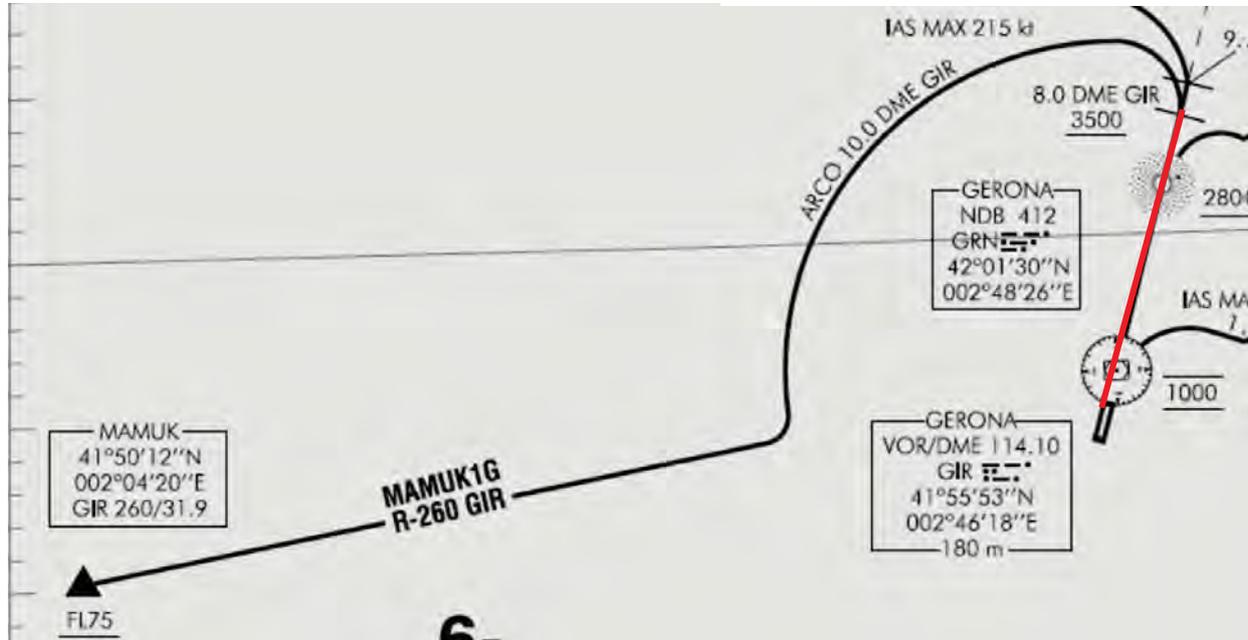


Figura 1: SID hacia MAMUK

Problema 1

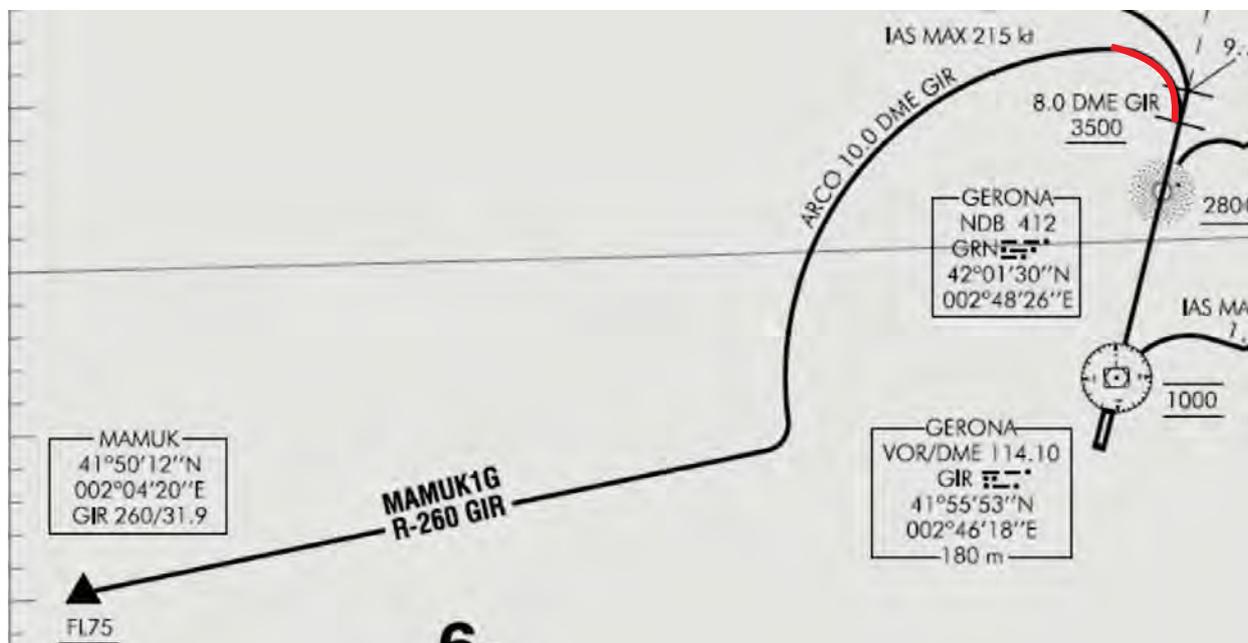


Figura 1: SID hacia MAMUK

Problema 1

Viraje a estima hasta alcanzar los 10 DME GIR

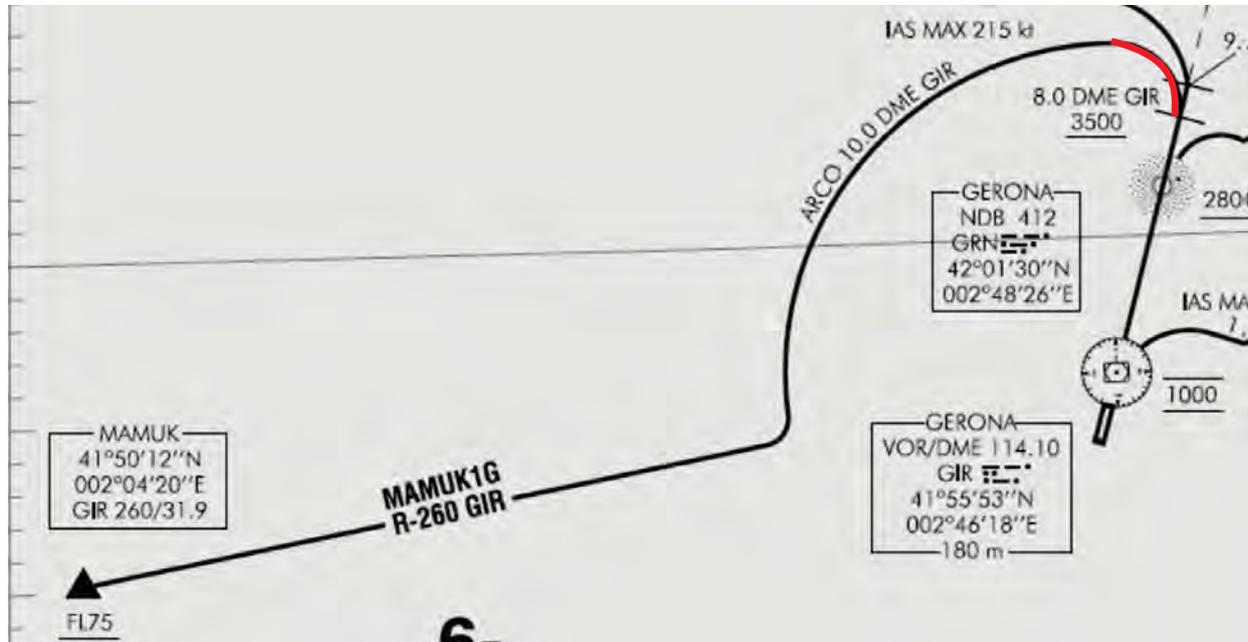


Figura 1: SID hacia MAMUK

Problema 1

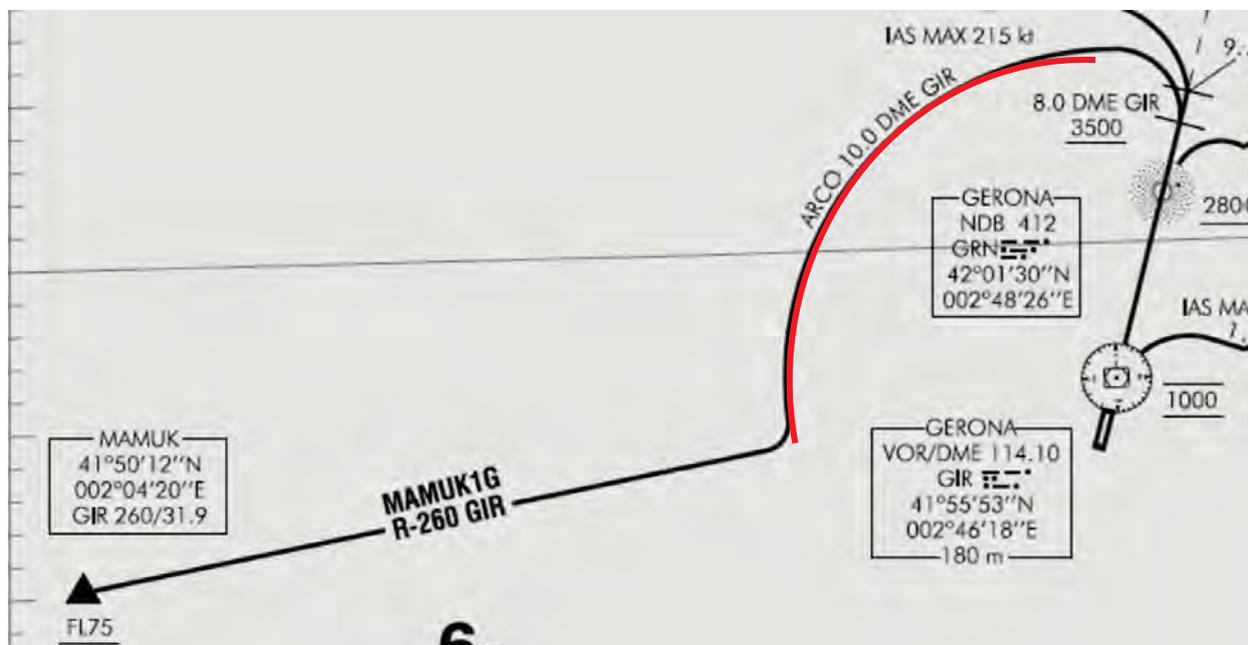


Figura 1: SID hacia MAMUK

Problema 1

Viraje instrumental siguiendo 10 DME GIR

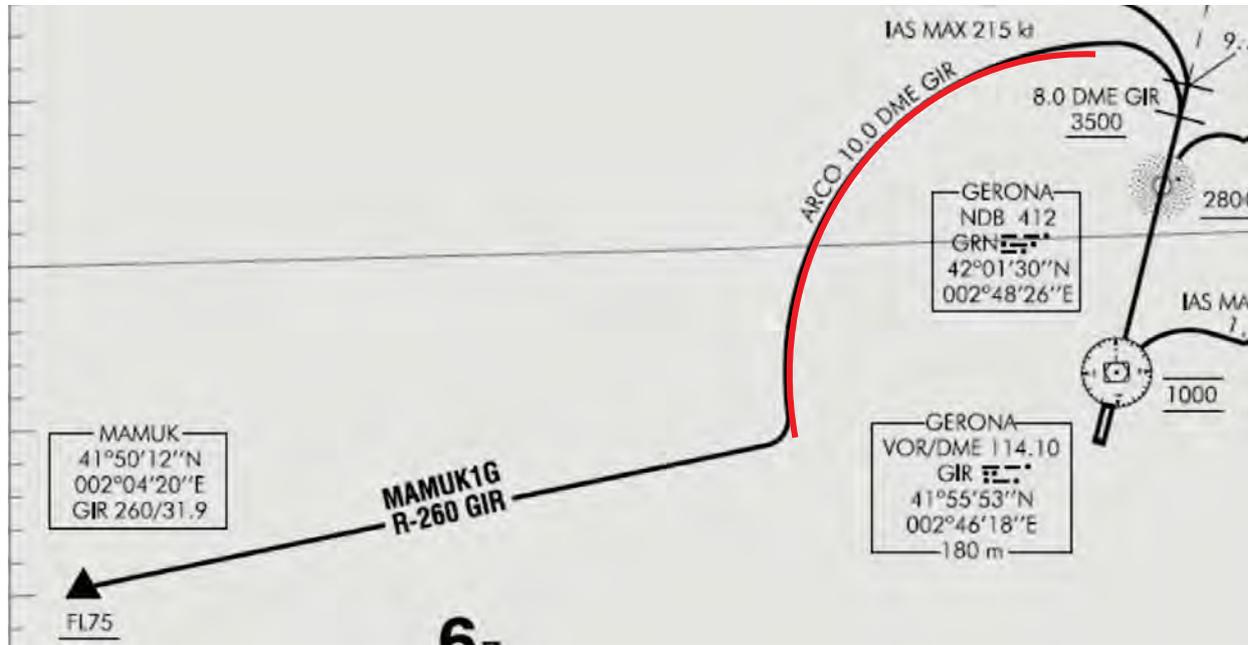


Figura 1: SID hacia MAMUK

Problema 1

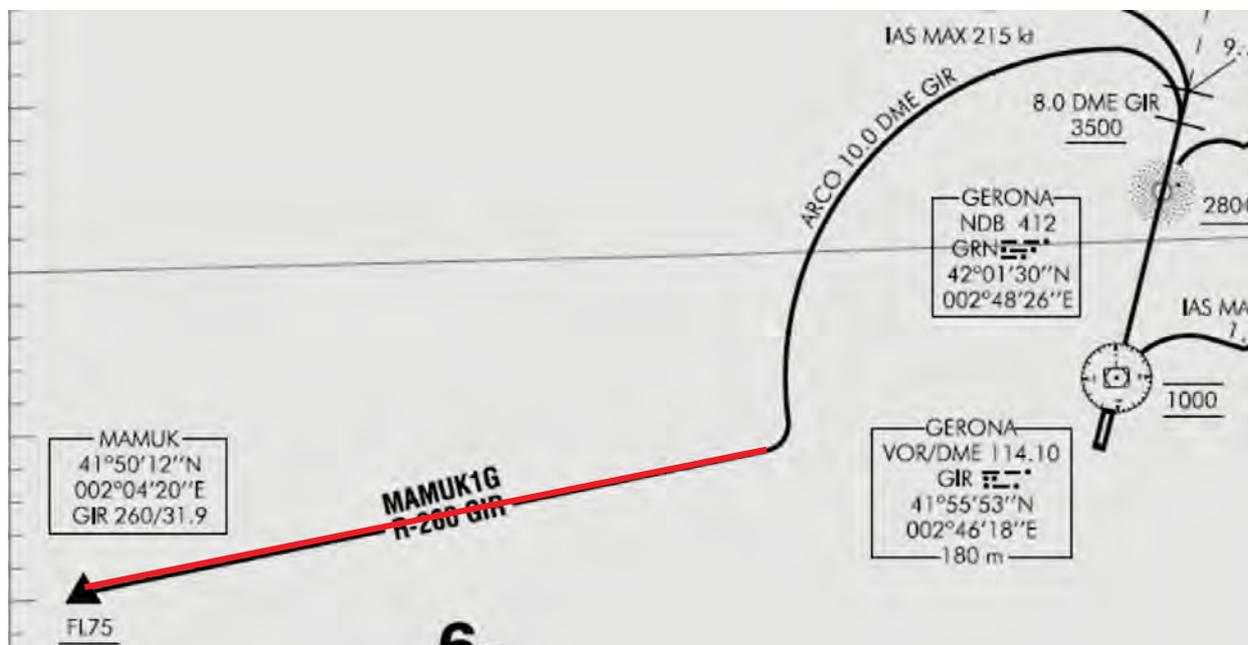


Figura 1: SID hacia MAMUK

Problema 1

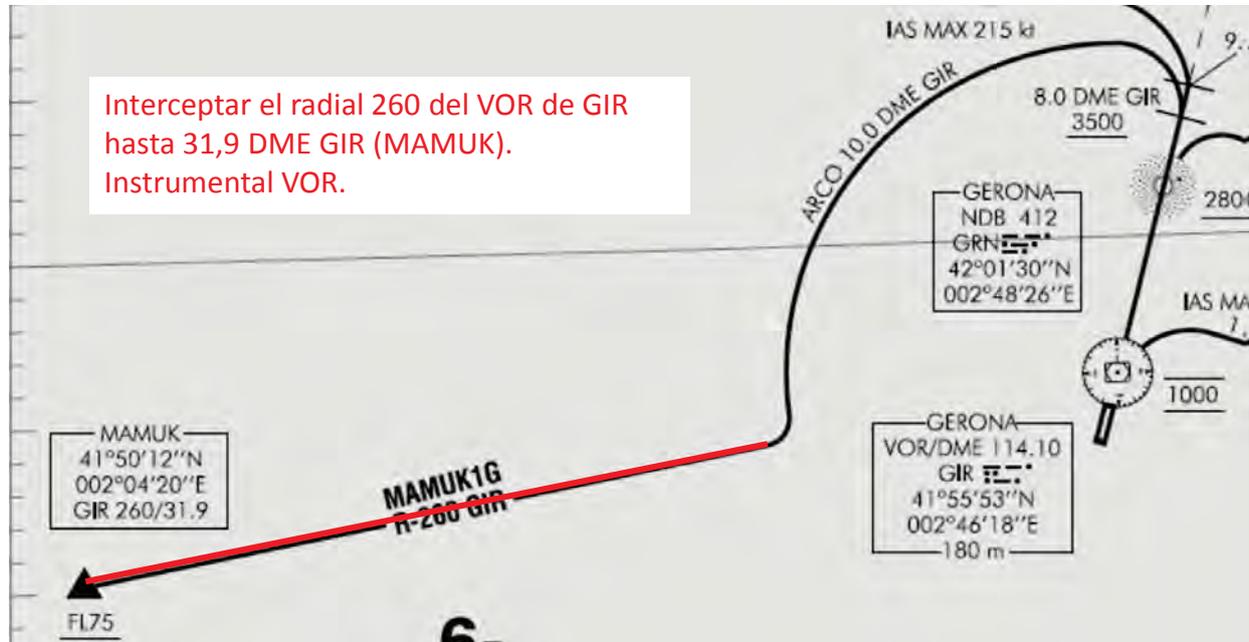
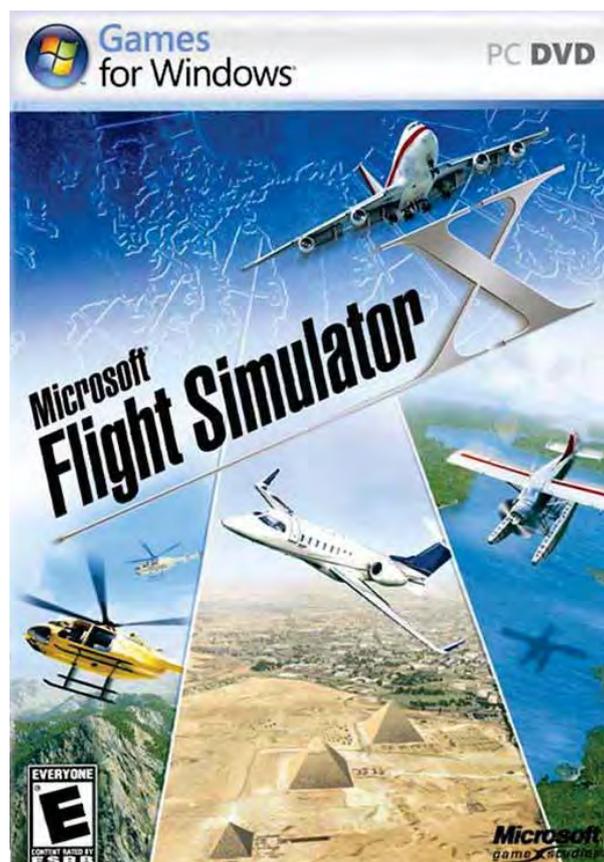


Figura 1: SID hacia MAMUK

Problema 1

- VIDEO FSX



Problema 1



Figura 2: STAR desde LEKTO

Problema 1



Figura 2: STAR desde LEKTO

Problema 1



Figura 2: STAR desde LEKTO

Problema 1

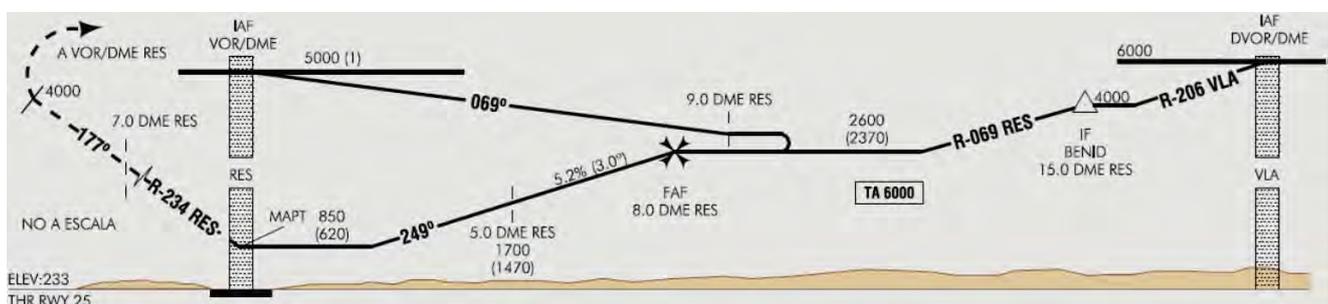
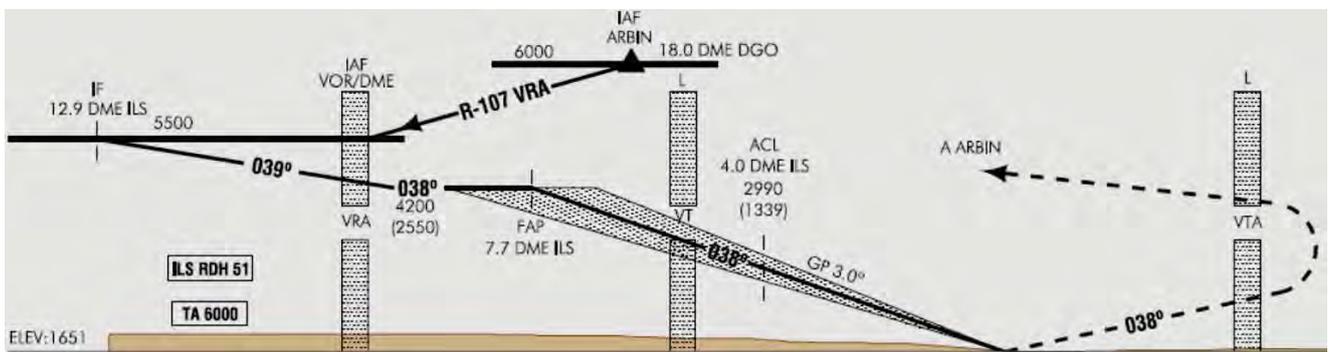


Figura 2: STAR desde LEKTO

Problema 2

Valiéndose de los detalles siguientes del perfil de descenso, tomados de cartas de aproximación de precisión y de no precisión respectivamente, detallar las características de las maniobras que realiza la aeronave.

Problema 2



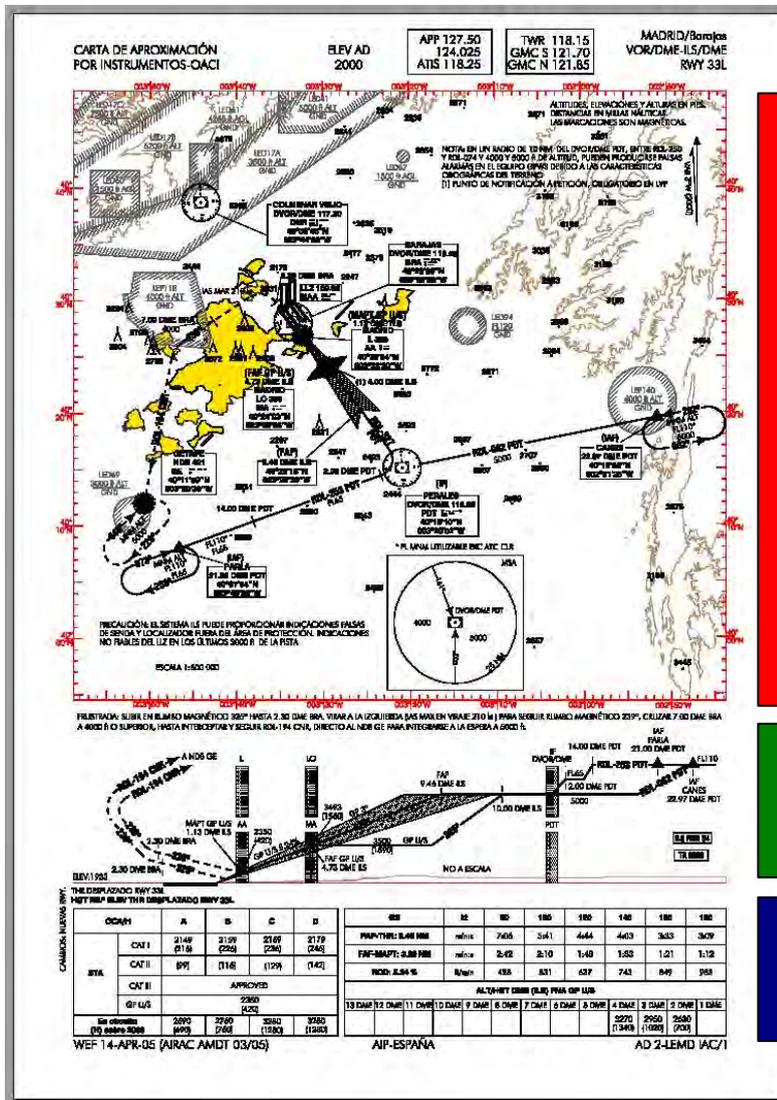
INTERPRETACIÓN DE LAS CARTAS DE APROXIMACIÓN POR INSTRUMENTOS IAC ESPAÑOLAS

Este documento pretende explicar las CARTAS de aproximación por instrumentos IAC (Instruments Approach Chart) publicadas por AENA.

Para la correcta comprensión de este texto es conveniente:

- Conocer los diferentes tipos de radioayudas (VOR, NDB, DME).
- Saber sintonizar una radioayuda y seguir un rumbo respecto a ella.
- Conocer los diferentes servicios de control de tráfico aéreo (Autorizaciones, Rodadura, Torre, Aproximación, Centro...) y sus funciones.
- Conocer las unidades de medida utilizadas en aviación.
- Conocer las diferentes fases de un vuelo instrumental y las transiciones entre cada fase.
- Conocer maniobras básicas como Arcos DME.

He aquí el aspecto de una carta de APROXIMACIÓN¹ y sus bloques significativos.



PLANTA
Rumbos de la aproximación

PERFIL
Altitudes de la aproximación

MÍNIMOS y TIEMPOS
Tablas de altitudes mínimas, tiempos y velocidades de descenso

¹ Todas las ilustraciones, salvo las que se adviertan expresamente, pertenecen a la carta de Aproximación VOR/DME-ILS/DME a la pista 33L de Madrid Barajas, documento AD 2-LEMD IAC/1. Se recomienda obtener e imprimir la carta original, para mayor detalle.

Nos ocuparemos brevemente del encabezado y el pie del documento.
Después veremos en detalle los diferentes elementos de la carta: bloque de planta, bloque de perfil, tablas de mínimos, tiempos, velocidades de descenso .

ENCABEZADO Y PIE DE PÁGINA

En el **encabezado**, de izquierda a derecha, encontramos los siguientes datos:

- **Identificación del tipo de documento.**
CARTA DE APROXIMACIÓN POR INSTRUMENTOS-OACI.
Las siglas OACI significan Organización de Aviación Civil Internacional (en inglés, ICAO)
- **Elevación del aeródromo (ELEV AD).** Altitud del aeródromo, respecto del nivel del mar, en pies.
- **Recuadros de frecuencias de ATC.** Informa de las frecuencias radiofónicas de contacto con diferentes servicios ATC. En aeropuertos con gran densidad de tráfico puede haber varios controladores atendiendo el mismo servicio.
- **Identificación de aeropuerto, tipo de aproximación y pista.** En el ejemplo, la aproximación a Madrid-Barajas es del tipo VOR/DME-ILS/DME a la pista 33L. Hay diferentes tipos de aproximaciones, dependiendo de las radioayudas necesarias para ejecutarlas. En este ejemplo, se requiere el uso de VOR con DME e ILS con DME. En general, se dividen las aproximaciones en dos grupos:
 - **Aproximaciones de no precisión**, si no hay ayudas, o si las ayudas existentes sólo proporcionan guía horizontal. Las aproximaciones VOR, NDB, GPS, son de no precisión.
 - **Aproximaciones de precisión**, si existen ayudas que guíen automáticamente al avión horizontal y verticalmente. Las aproximaciones que incluyen ILS son de precisión.

En el **pie** de la carta, vemos:

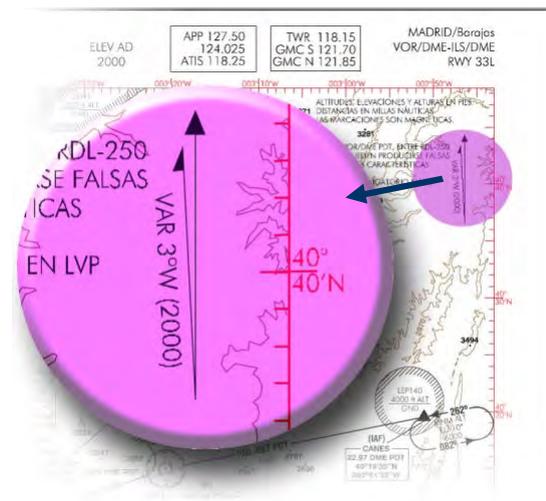
- **Fecha de entrada en vigencia** de la carta
- **AIRAC** en el que se publicó
- AIP España (Publicación de Información Aeronáutica)
- **Nombre del documento.** En este ejemplo: AD 2-LEMD IAC/1

BLOQUE DE PLANTA DE LA APROXIMACIÓN

En el bloque de planta se pueden encontrar los siguientes elementos:

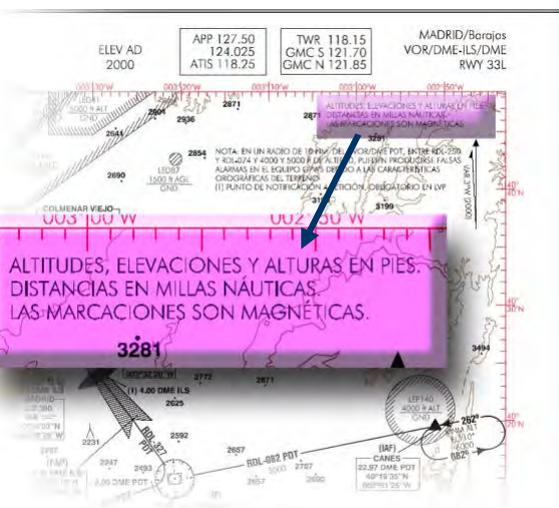
- Latitudes y longitudes de referencia, en color rojo, encuadrando el bloque. No es necesario extenderse sobre este punto.
- Variación magnética.
- Unidades de medida.
- Notas informativas.
- Puntos significativos.
- Tramos o segmentos de aproximación.
- Altitudes de obstáculos.
- Circuitos de espera.
- Senda ILS (obviamente en aproximaciones de tipo ILS)
- Puntos de referencia de aproximación.
- Procedimiento de aproximación frustrada.
- Círculo de MSA.
- Tablas de alejamiento para virajes a base.
- Zonas prohibidas, restringidas, peligrosas, o TSA.

Veámoslos todos con detalle:



VARIACIÓN MAGNÉTICA

Se muestra la variación magnética de esta zona de la Tierra, es decir, la diferencia entre el norte geográfico y el norte magnético.

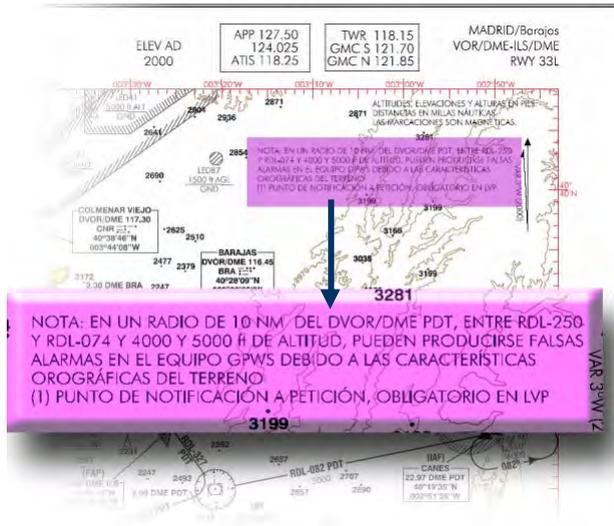


UNIDADES DE MEDIDA

Información sobre las unidades de medida utilizadas. Para altitudes en general se utilizan pies. Para distancias, millas náuticas. Para rumbos, grados magnéticos.

Notas:

- La altitud es la distancia de un punto respecto del nivel del mar.
- La altura es la distancia de un punto respecto del terreno.
- Las elevaciones se refieren a montes, picos u otros obstáculos.



NOTAS INFORMATIVAS

Cualquier circunstancia que pueda alterar la aproximación, o que necesite aclaración, será informada en la carta.

En este caso, nos informan de posibles falsas alarmas en los equipos de detección de proximidad del terreno, GPWS (Ground Proximity Warning System).

También nos informa que, en procedimientos de visibilidad reducida (Low Visibility Procedure LVP), es obligatorio que el piloto informe al ATC cuando se encuentre a 4nm del umbral de pista.



PUNTOS SIGNIFICATIVOS

Los VOR, NDB, fijos o puntos GPS que se utilizan como referencia en la carta tiene un recuadro con la información siguiente:

- Nombre del punto
- Tipo y frecuencia (sólo radioayudas)
- Secuencia MORSE que lo identifica (sólo radioayudas)
- Latitud
- Longitud

El código MORSE es audible en la aeronave. Es un elemento de seguridad para comprobar que la radioayuda que se ha sintonizado es la correcta.

Un punto especialmente significativo es el IAF (puede haber más de uno en la carta).

La aproximación se inicia siempre en un IAF, y finaliza o bien con el aterrizaje o bien con la ejecución de una aproximación frustrada.

Los puntos significativos son:



VOR. Existen pequeñas variaciones en la forma de esta señal, dependiendo de si tiene o no DME.



NDB



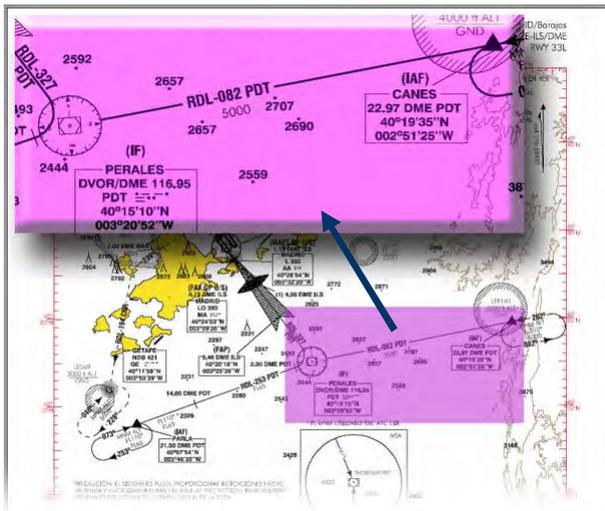
Fijo



Fijo de notificación obligatoria (informar al ATC cuando se sobrevuela)



Punto identificable mediante GPS (latitud y longitud). Sólo para aeronaves con capacidad RNAV.



TRAMOS

Entre dos puntos significativos se extiende un TRAMO -o segmento- en el que aparece la siguiente información:

Sobre la línea:

- Rumbo o radial y radioayuda utilizada.

Por debajo de la línea

- Altitud mínima del tramo.

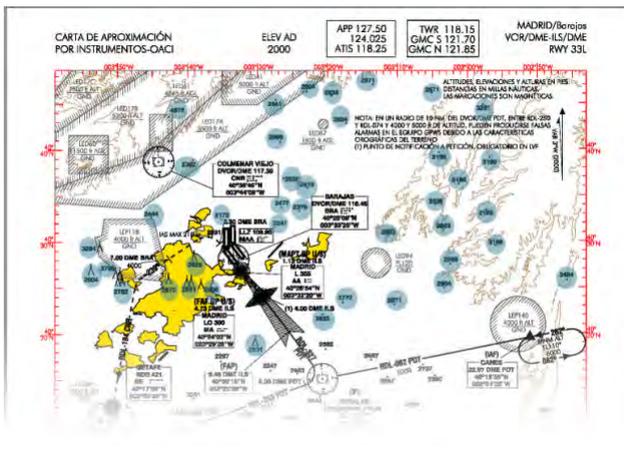
En el tramo también puede haber señalados puntos de referencia para cambio de altitud u otras operaciones.

Si el tramo incorpora un giro, puede haber indicaciones de velocidad máxima en el giro.

El tramo puede contener arcos DME. Si es el caso, se indicará el radio del arco con referencia a un VOR.

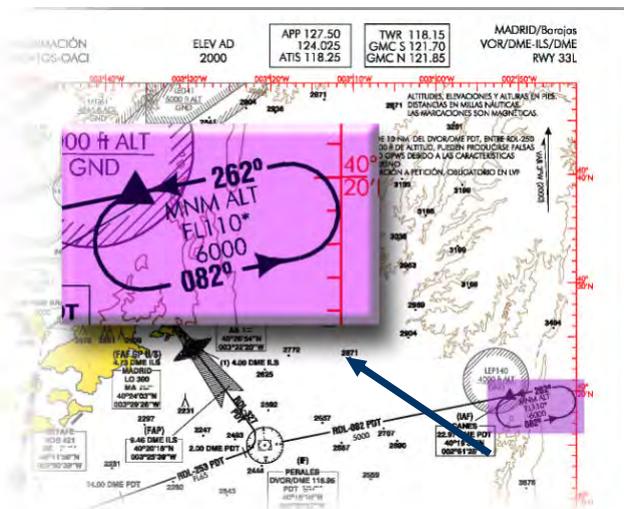
Algunos puntos de referencia, normalmente para significar el inicio de un giro en mitad de un tramo, pueden informarse por la intersección del tramo con un radial concreto de VOR.

Existen también giros de procedimiento, aunque en la carta mostrada como ejemplo no se ve ninguno.



ALTITUDES DE OBSTÁCULOS

El mapa se encuentra salpicado de números que indican la posición y altitud de un pico, monte, edificio o genéricamente obstáculo para la navegación aérea.



CIRCUITOS DE ESPERA

La ejecución de la espera suele ser:

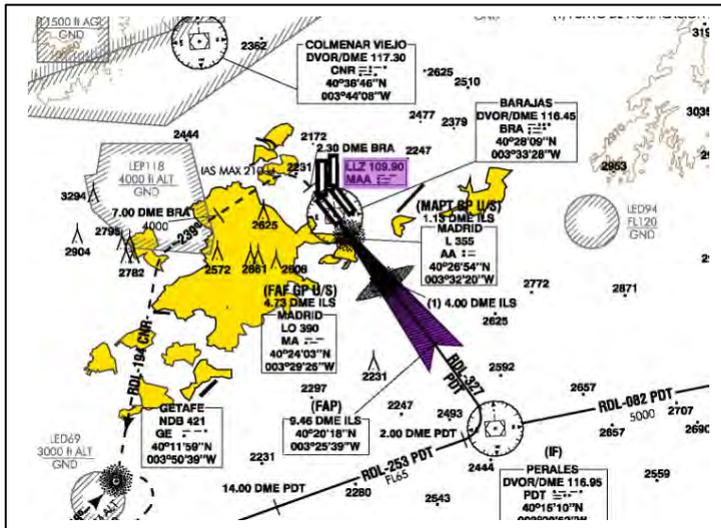
- Viraje estándar de 180° y de minuto de duración al tramo outbound sobre el punto de referencia
- Recorrer el tramo de outbound con el tiempo necesario para que el tramo de inbound sea de un minuto
- Viraje estándar de 180° y de minuto de duración al tramo de inbound
- Recorrer el tramo de inbound en un minuto exacto.

El tiempo total de la espera sin viento sería de 4 minutos

La altitud la determinará el ATC.

Se considera *Espera estándar* si el viraje es a derecha, y *No estándar* si es a izquierda. El curso del tramo de acercamiento (inbound), el tramo de alejamiento (outbound), los límites de altitud máximos y mínimos y alejamiento por tiempo o distancia, es decir, las restricciones de la espera se reflejan en el plano.

En el ejemplo, altitud mínima de espera FL110*–6000 (*sin autorización del ATC), espera no estándar (viraje a izquierda), inbound 262°, outbound 082°.



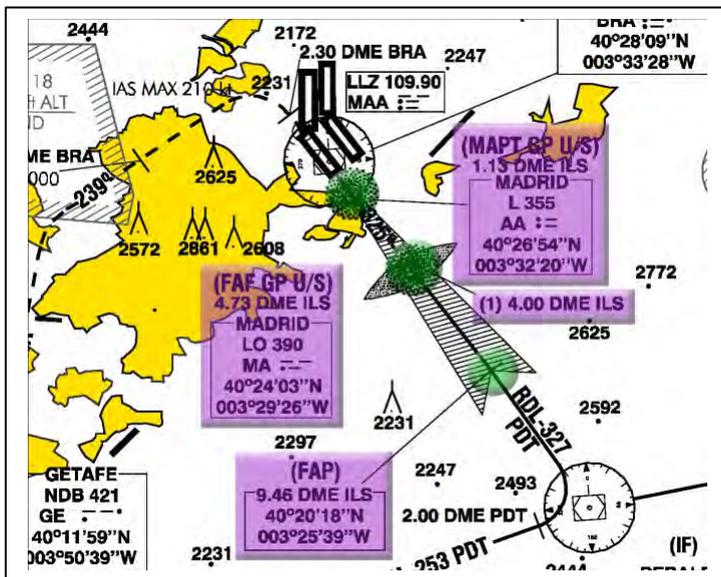
Instrumental Landing System (ILS)

En aproximaciones con ILS, se marca el alcance de la señal y la frecuencia del localizador que permite sintonizarla.

Recordemos que un ILS consta de varias señales distintas:

- LLZ (localizador o localizer), que proporciona guía horizontal, es decir, curso.
- G/S (glideslope), que proporciona guía vertical, es decir descenso.
- Balizas. Indican la distancia a umbral de pista.
 - Baliza exterior, outer marker (OM), de color azul.
 - Baliza media, middle marker (MM), de color naranja.
 - Baliza interna, inner marker (IM), de color blanco.
- DME asociado en ausencia o en apoyo a las balizas.

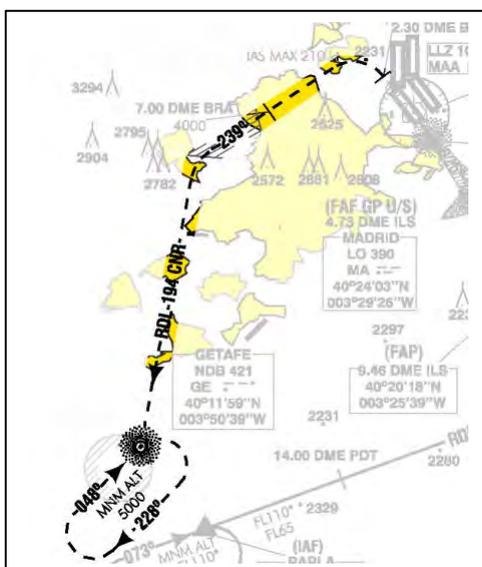
El tramo de ILS tiene puntos de referencia específicos que se verán a continuación:



Puntos de referencia en la aproximación final

- **FAP (Final Approach Point)**. Es el punto donde comienza la senda de planeo.
- **FAF (Final Approach Fix)**. Fijo de aproximación final
- **MAPT (Missed Approach Point)**. Es el punto donde se debe decidir si se continua el aterrizaje o se ejecuta un procedimiento de aproximación frustrada.

La información proporcionada en los recuadros sirve para identificar los puntos. Puede consultarse el apartado de PUNTOS SIGNIFICATIVOS, visto anteriormente, para mayor detalle.



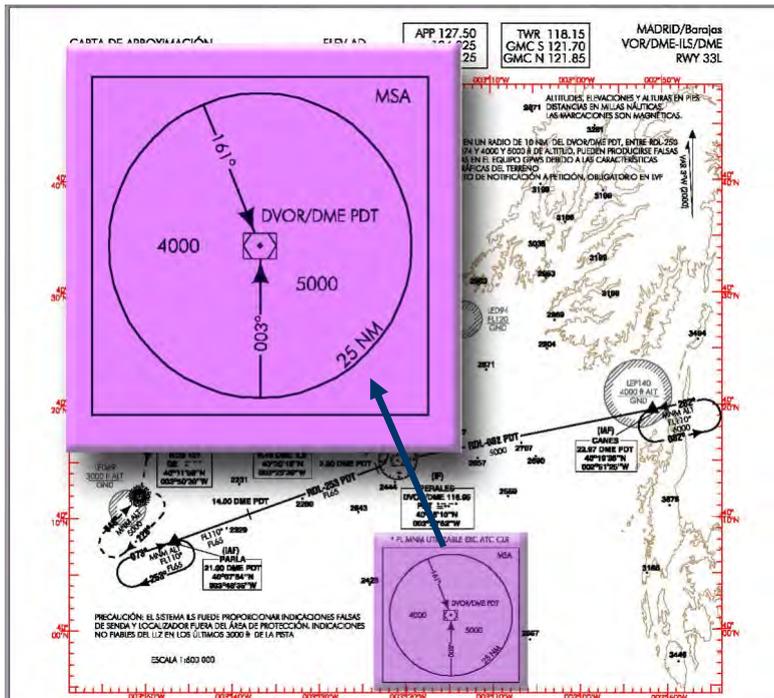
PROCEDIMIENTO DE APROXIMACIÓN FRUSTRADA

En caso de llegar al MAPT y tener que ejecutar una aproximación frustrada, la línea discontinua marca los rumbos hacia la radioayuda o punto significativo donde se pueden ejecutar circuitos de espera.

Justo debajo del mapa está la descripción de cómo se debe ejecutar la maniobra.

En este ejemplo:

Subir en rumbo magnético 325° hasta 2.30nm DME BRA. Virar a la izquierda (IAS max 210 nudos) para seguir rumbo magnético 239°. Cruzar 7.00nm DME BRA a 4000 ft o , hasta interceptar y seguir RDL 194 CNR, directo al NDB GE para integrarse a la espera a 5000 pies.



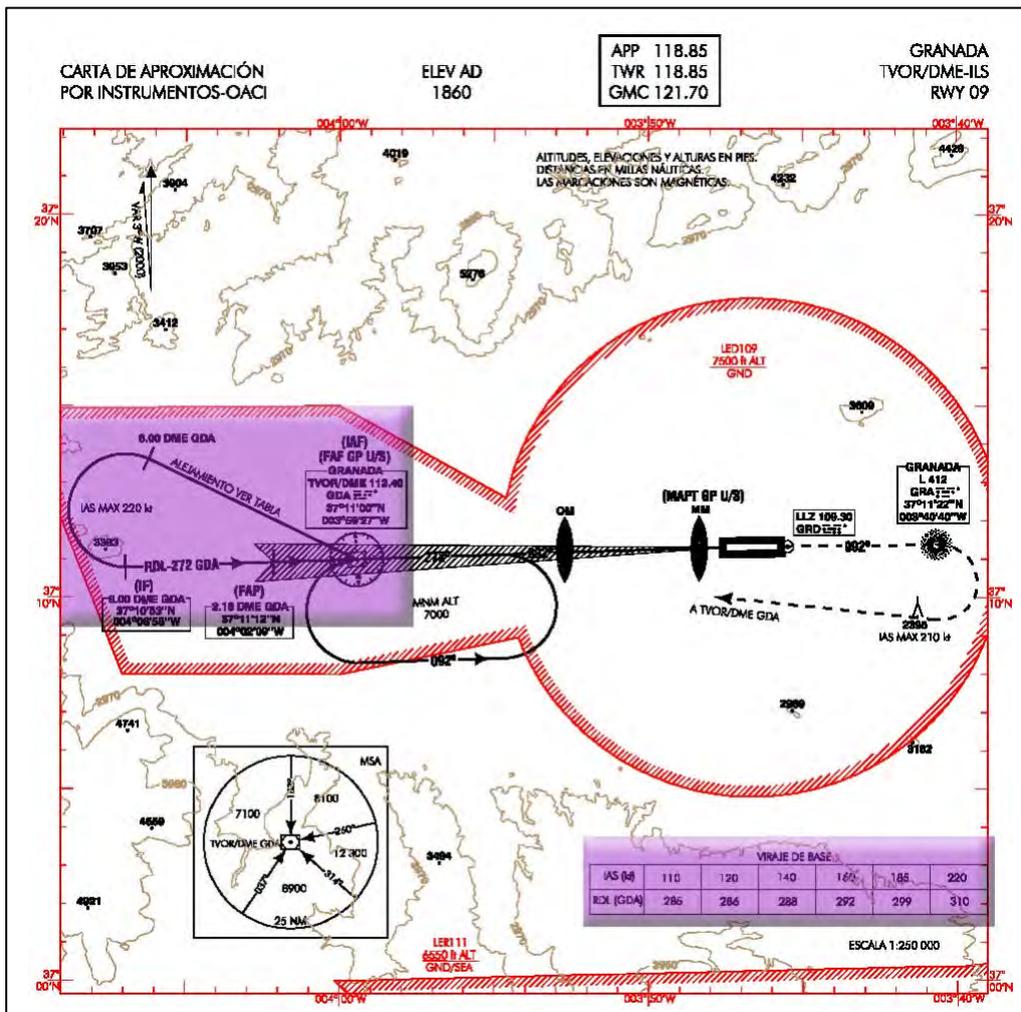
MSA – MINIMUM SAFE ALTITUDE

Aprovechemos el ejemplo para explicar los elementos:

- A partir del VOR PDT se extiende un círculo de 25nm de radio.
- Una aeronave que se dirija a PDT con rumbo 090, puede volar a 4000 o más pies sin riesgo de colisionar con un obstáculo.
- Una aeronave que se dirija a PDT con rumbo 250, podrá volar a 5000 o más sin riesgo.

El círculo puede tener un número mayor de sectores. Si el aeródromo se encuentra en una gran planicie, el círculo no tendrá sectores.

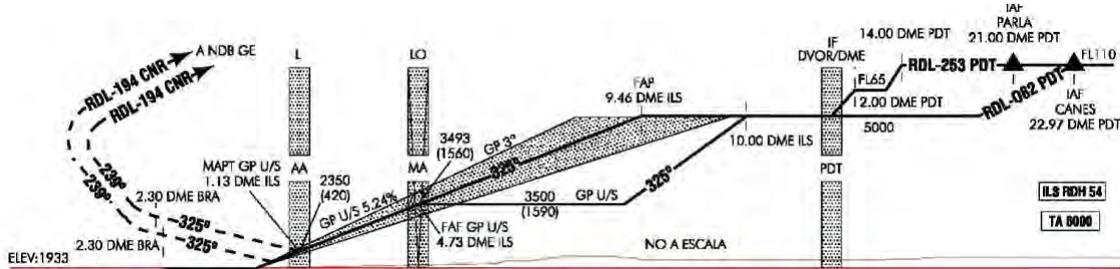
Algunos elementos no aparecen en la carta ejemplo. Utilizaremos la aproximación TVOR/DME-ILS a la pista 09 de Granada para el siguiente elemento:



BLOQUE DE PERFIL DE LA APROXIMACIÓN

El bloque de perfil se utiliza para tener un detalle preciso de las altitudes a respetar en la aproximación. También ofrece los rumbos.

Los elementos del plano de perfil son los siguientes:



- Silueta de **elevación del terreno** (en color marrón ocre).
- **IAF**. Puede haber uno o varios. La aproximación se inicia siempre desde un IAF. Para cada IAF se muestra su nombre y la distancia DME a una radioayuda.
- **Niveles de vuelo o altitudes**. En cada segmento plano se indicará su nivel de vuelo o altitud.
- **Puntos de descenso**. En el ejemplo, puede verse que, siguiendo desde PARLA, a 14nm de PDT se inicia un descenso desde FL110 a FL65.
- **Radioayudas**. Se identifican por unos cilindros verticales que incluyen el nombre de la radioayuda y el tipo. Un segmento que atraviesa el cilindro quiere significar que el avión está sobrevolando la radioayuda.
- **Radiales o rumbos**. En un segmento puede aparecer su rumbo o radial respecto a un VOR. Un segmento sin rumbo significa que tiene el mismo rumbo que el segmento anterior.
- **Senda de planeo**. Indica gráficamente el alcance y ángulo de la señal ILS.
- **FAF**. Final Approach Point. Inicio de la senda de planeo, con su distancia al umbral de pista.
- **GP U/S** indica segmento que debe utilizarse cuando los equipos ILS de guía vertical (glide slope) del aeródromo se encuentran fuera de servicio. GP U/S = Glide Path Unserviceable
- **FAF**. Final Approach Fix. Inicio de descenso final cuando el Glide Slope está fuera de servicio.
- **GP 3°**. Indica el ángulo de descenso ILS
- **GP U/S 5,24%**. Indica la pendiente de descenso cuando el Glide Slope está fuera de servicio.
- **MAF**. Missed Approach Point. Punto en el que debe decidirse si ejecutar aproximación frustrada o continuar el aterrizaje.
- **Altitudes y alturas para FAF y MAF**. Se indica la altitud que tendrá la aeronave al pasar por esos puntos, es decir, la distancia con respecto al nivel del mar. Entre paréntesis se indica también la altura, es decir, la distancia al terreno.
- **Procedimiento de aproximación frustrada**. En líneas discontinuas. Puede observarse que hay dos procedimientos prácticamente paralelos. Uno de ellos es para cuando el glide/Slope se encuentra inoperativo (obviamente el que frustra más lejos del umbral de pista).

Como datos informativos, se ofrece también la **altitud de transición** y la **elevación de la pista**.

TABLAS DE MÍNIMOS Y TIEMPOS

El último bloque de la carta de aproximación es el de las tablas de altitudes y tiempos.

OCA/H		A	B	C	D	GS	kt	80	100	120	140	160	180				
STA	CAT I	2149 (216)	2159 (226)	2169 (236)	2179 (246)	FAP-THR: 9.46 NM	mins	7:06	5:41	4:44	4:03	3:33	3:09				
	CAT II	(99)	(116)	(129)	(142)	FAF-MAPT: 3.80 NM	mins	2:42	2:10	1:48	1:33	1:21	1:12				
	CAT III	APPROVED				ROD: 5.24 %	ft/min	425	531	637	743	849	955				
	GP U/S	2350 (420)				ALT/HGT DME (ILS) FNA GP U/S											
En circuito (H) sobre 2000	2690 (690)	2760 (760)	3280 (1280)	3280 (1280)	13 DME	12 DME	11 DME	10 DME	9 DME	8 DME	7 DME	6 DME	5 DME	4 DME	3 DME	2 DME	1 DME
														3270 (1340)	2950 (1020)	2630 (700)	

FRANQUEO DE OBSTÁCULOS EN APROXIMACIÓN DIRECTA

La tabla de la izquierda es la tabla para el franqueo de obstáculos en aproximación directa (OCA/H = Obstacle Clearance Altitude/Height)

Las **columnas A, B, C, D, E** indican el tipo de aeronaves por su velocidad de referencia en aproximación final. A < 90 KIAS, B 90-120 KIAS, C 121- 140 KIAS, D 141-165 KIAS, E 166-210 KIAS.

Las **filas CAT I, CAT II, CAT III** indican la altitud o altura mínima dependiendo de la certificación de la aeronave y de su tripulación.

Los valores de las celdas indican la altitud y entre paréntesis la altura que una aeronave no debe sobrepasar si no tiene contacto visual con la pista. No debemos utilizar los mínimos de altura si se nos indica mínimos de altitud, esta cifra es solo informativa.

Por ejemplo, una aeronave con Vref inferior a 90 KIAS no capacitada para realizar CAT II no debe descender de 2149ft si no ve la pista.

Las aeronaves de Categoría III no tienen mínimos verticales, si horizontales y dependen de tipo A, B, C... y desciende hasta suelo porque sus instrumentos le guían con gran precisión a la pista.

La fila **GP U/S** (Glide Slope Unserviceable) indica la altitud mínima sin contacto visual con la pista en caso de que el Glide Slope esté inoperativo.

La última fila indica altitudes y alturas para los circuitos (hipódromos)

TIEMPOS, VELOCIDADES VERTICALES, Y ALTITUDES INTERMEDIAS

La segunda tabla indica los tiempos y velocidades verticales, según la velocidad con respecto a tierra (Ground Speed) que mantenga la aeronave.

La fila **FAP-THR** indica el tiempo que transcurrirá desde que la aeronave sobrevuele el FAP (Final Approach Point) hasta que llegue al umbral de pista (Threshold). 9.46nm es la distancia entre los dos puntos de referencia. Por ejemplo, si la aeronave va a 160 nudos respecto a tierra, tardará 3 minutos 33 segundos.

La fila **FAF-MAPT** indica indica el tiempo que transcurrirá desde que la aeronave sobrevuele el FAF (Final Approach Fix) hasta el MAPT (Missed Approach Point). La

distancia entre ambos es de 3.60nm. Por ejemplo, si la aeronave va a 160 nudos respecto a tierra, tardará 1 minuto 21 segundos.

La fila **ROD 5.24%**, indica la velocidad vertical de descenso (Rate Of Descent) que se debe mantener para lograr una pendiente de 5.24%. Por ejemplo, si la aeronave vuela a 160 nudos, para mantener esa pendiente deberá descender a 849 pies por minuto.

La última fila, **ALT/HGT DME(ILS) FNA GP U/S** (Altitud/Altura respecto al DME ILS en Aproximación final cuando el Glide Slope está fuera de servicio) informa de las altitudes y entre paréntesis alturas en el recorrido intermedio del descenso. Es una ayuda para cuando el Glide Slope está inoperativo. Por ejemplo, a 4nm DME deberemos estar a una altitud de 3270 pies. A 3 DME, deberemos estar a 2950, y a 2 DME deberemos estar a 2630.

Todas estas tablas toman sentido cuando el Glide Slope del aeródromo está inoperativo o da algún tipo de problema, y además la visibilidad es muy reducida.

En esas circunstancias, deberemos aterrizar la aeronave prácticamente sin contacto visual con el terreno, y sin guía vertical. Por ello las tablas ofrecen todo tipo de información para que el piloto pueda establecer una senda de descenso adecuada, y pueda calcular por cronómetro cuándo se encuentra aproximadamente en los puntos de referencia en los que debe tomar decisiones, como en el MAPT.

Queda concluido el estudio de las cartas españolas de Aproximación.



Introduction to ATM

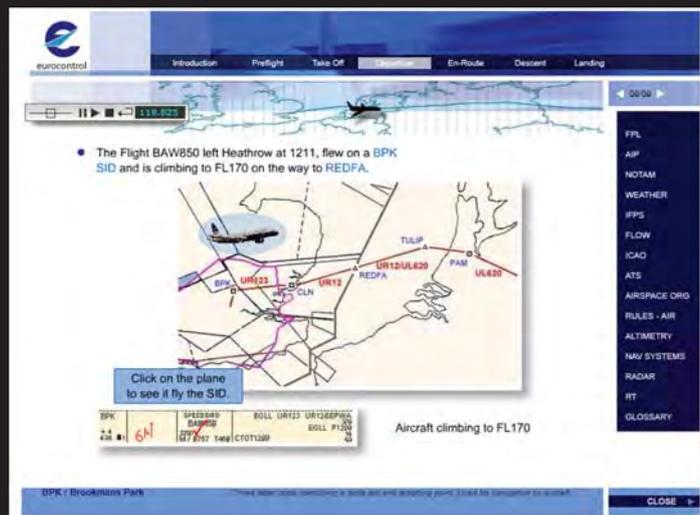
Sistemas de Navegación 4º Curso

DEPARTAMENTO DE INFRAESTRUCTURA, SISTEMAS AEROSPAZIALES Y AEROPUERTOS Javier García-Heras Carretero



Índice

1. ¿Cómo crear una cuenta en Eurocontrol?
2. Eurocontrol training catalogue
3. Curso “Introduction to ATM”
4. Evaluación



DEPARTAMENTO DE INFRAESTRUCTURA, SISTEMAS AEROSPAZIALES Y AEROPUERTOS

Javier García-Heras Carretero





<http://www.eurocontrol.int/>



Training Zone





Get an Account (Self-Registration)

The screenshot shows the EUROCONTROL Training Zone website. The navigation bar includes links for 'IANS Website', 'More Information', 'System check', and 'Get an Account (Self-Registration)'. The main content area is titled 'Course Catalogue' and features a tree structure of training categories on the left, such as 'General ATM Organisation', 'Flight Efficiency Training Programme', and 'Airspace Management'. A central image shows a man in a suit, and text to the right describes the organization's modernization and training services. A 'Printed Brochure' link is visible below the image.



Completar toda la información necesaria

The screenshot shows the 'Registration Form' on the EUROCONTROL Training Zone website. The form is titled 'Requesting a personal Training Zone account.' and includes instructions and a note: 'Note: This form is for individual use only. Please do not fill in other people's names. Training Managers and Training Administration who wish to register their staff or students (groups of 5+) should contact Training Zone Operations. Thank you.' A red box highlights the following fields: 'E-mail address: *', 'First Name: *', 'Last (Family) Name: *', 'Title: *' (with a dropdown menu showing 'Mr'), 'Organisation: *', 'Job Title:', and 'Country: *' (with a dropdown menu showing 'Please select below'). A 'Remarks:' field is also present. At the bottom, there is a 'Register' button and a note: 'Items marked with * must be filled in.'





Una vez recibido el e-mail de Eurocontrol con el usuario y contraseña

The screenshot shows the 'EUROCONTROL Training Zone' website. The main content area is titled 'Course Catalogue' and features a 'Structure' sidebar on the left with various training categories like 'General ATM Organisation', 'Flight Efficiency Training Programme', and 'CFMU Network Operations Training'. A central image shows a man in a suit, and to the right, there is introductory text about the organization's modernisation and training offerings. A 'Printed Brochure' link is visible below the text.



Catalogues

Course Catalogue

The screenshot shows the 'Welcome' page for user 'Javier Garcia-Heras'. The page includes a 'News' section with two articles: 'New Module "Propose Routes" now available for Aircraft Operators' and 'CFMU Update: Modules reviewed in line with 15.5 software update due 28/09/2011'. A 'My courses' sidebar on the right shows the user is not currently participating in any courses. The 'Catalogues' link in the left sidebar is highlighted with a red box and a red arrow.





General ATM Organisation

The screenshot shows the EUROCONTROL Training Zone interface. The 'Structure' menu on the left has 'General ATM Organisation' highlighted with a red box. The main content area displays a photograph of a man in a suit and a text block describing the organization's modernisation and training offerings. A 'Printed Brochure' link is visible below the text.



Introduction to ATM

Hacer click para registrar

The screenshot shows the 'Introduction to ATM' course details. The 'Structure' menu on the left has 'General ATM Organisation' expanded, with 'Introduction to ATM' selected. The main content area shows the course description and a table of course details. A red box highlights the 'Book' button in the table.

Course Title	Course Type	Places Available	Book
Introduction to ATM (ATCO Basic CCCv1) [GEN-ATM-INTRO] (Open) A flight through busy European airspace is the central theme for this introduction to Air Traffic Management e-learning module. As the flight progresses we see how the Air Traffic Management (ATM) ... more	e-Learning Course	Places available: unlimited	<input type="button" value="Book"/>
Environmental Awareness [ENV-AWR] (Open) This e-learning Environmental Awareness training package is designed to highlight to ATM personnel and the general public the growing importance of environmental issues within our industry. ... more	e-Learning Course	Places available: unlimited	<input type="button" value="Book"/>
Introduction to ATS Messaging Management Center (AMC) [GEN-AMC] (Open) The AMC is an off-line network management centre for the worldwide AFTN/CIDR/AMHS network. The service is provided by Eurocontrol, without charge, on behalf of ICAO. ... more	e-Learning Course	Places available: unlimited	<input type="button" value="Book"/>
Civil - Military ATM Coordination [GEN-CIV/MIL] This course, provided by the EUROCONTROL Directorate Single Sky (DSS) Civil-Military ATM Coordination Division, looks at the work being done to enhance future Civil-Military coordination in the Single ... more	Classroom Course		<input type="button" value="Book"/>
Introduction to Civil Military Coordination [GEN-CIV/MIL-INTRO] (Open) Airspace is not expandable and is a resource shared between all the users, both civil and military. Modern requirements are moving users away from segregation of airspace for individual usage toward ... more	e-Learning Course	Places available: unlimited	<input type="button" value="Book"/>





Empezar el curso

The screenshot shows the EUROCONTROL Training Zone interface. The main heading is 'Introduction to ATM (ATCO Basic CCCv1) [GEN-ATM-INTRO] (Open) (completed)'. Below this, there is a 'Syllabus' section with a search bar and a table of course modules. A red box highlights the 'Introduction to ATM' module, and a red arrow points to it from the text 'Empezar el curso' above.

Course modules	Status	Type	Duration	Format	Action
Introduction to ATM	Completed	Self-paced			View, Print, Download
Training Evaluation Questionnaire	Completed	Self-paced			View, Print, Download



Introduction to ATM

An Introduction to Air Traffic Management (ATM)

INTRODUCTION	PRE-FLIGHT	TAKE OFF	DEPARTURE	EN-ROUTE	DESCENT	LANDING
ATC Units involved	Details of flight	Which Runway?	Dep Controller responsibilities	Area Control & Airways	Traversing Polish Airspace	Transfer-Tower responsibilities
How know of flight	Flight Plan Document	Control Tower responsibilities	When to take control of flight	Area Units and Sectors	Approach Control	Flight complete - record of flight
Communication methods	Completion of Flight Plan	Info sources at Aerodrome	Pending Strips	Types of Area Control	Holding & Hold patterns	
	Where Flight Plan sent	Display of flight details	Live Strips & Estimates	Roles of Controllers	STARs	
	Categories requiring F Plan	The Flight Strip	How flight is tracked	Cruise level & ACT message	RT Clearance to ILS	
	Repetitive Flight Plans	Slot time (CTOT)	Control sequences	Maastricht - accepting Flight	Approach sequence to ILS	
	Other ATM Information	Allocation of Slot & CFMU	When to transfer Flight	The Track Label		
	Format of NOTAM	Slot acceptance	Transfer routines	The Radar Screen		
	Weather Abbreviation	Startup Request	Conditions of transfer	Electronic Strips		
	Weather Documentation	Clearance Delivery & SID		Manual Estimate		
	Weather & ATC	Taxi Route		Transfer to Berlin		
		Taxi sequence				
		Take off Clearance				

ATM : Air Traffic Management.





Introduction to ATM

INTRODUCC	PRE	TAK	DEPART	EN-R	DESC	LANDING
ATC Uni involve	Detail	Which	Dep Cont responsit	Area Co Airy	Traver Polish Ai	Transfer-Tower responsibilities
How know flight	Flig Doc	Conti respo	When to control of	Area U Sec	Appro Conti	Flight complete - record of Flight
Communic method	Comj Flig	Info s Aer	Pending :	Types Cor	Holding i patter	
	Whe Pla	Displa d	Live Stri Estima	Role Contr	RT Cleara ILS	
	Cat: requit	The F	How flig track	Cruise ACT m	Appro sequence	
	Repet f	Slot ti	Contr sequen	Maasi acceptir		
	Oth Info	Allo Slot	When transfer	The Tra		
	For N	Slot a	Trans: routin	The I Scr		
	W Abb	Startu	Conditio transf	Electron		
	W Docur	Cle Deliv		Mar Estir		
	Weatt	Tax		Trans Be		
		Taxi s				
		Ta Cle				



Introduction to ATM

The screenshot shows a software interface for an ATM course. At the top, there is a navigation bar with tabs for 'Introduction', 'Preflight', 'Take Off', 'Departure', 'En-Route', 'Descent', and 'Landing'. Below this is a map of Europe with flight paths. A text box on the map states: 'The flight is BAW850 (Speedbird 850) Heathrow to Warsaw. Air Traffic Control (ATC) for this flight is covered by a number of UNITS some of which are divided into SECTORS dealing with a specific portion of Airspace.' A legend on the map identifies various regions like 'London Area & Terminal Control Centre - LATCC', 'Denmark', 'Sweden', 'Poland', 'Germany', 'France', 'Luxembourg', and 'Czechoslovakia'. A sidebar on the right contains a list of topics: FPL, AIP, NOTAM, WEATHER, IFPS, FLOW, ICAO, ATS, AIRSPACE ORG, RULES - AIR, ALTIMETRY, NAV SYSTEMS, RADAR, RT, and GLOSSARY.

- Se divide en:
 - Barra de contenidos:
 - Introduction
 - Preflight
 - Take off
 - Departure
 - En-Route
 - Descent
 - Landing
 - Ampliación de información
 - Presentación del curso





Forma de evaluación

- Haber realizado el curso:
 - Tecla *Imp Pant* tras finalizar el curso, subir el archivo a moodle en la tarea “Introduction to ATM”.

Name	Language	Status	Start	End	Type	Bonus points	Mark	Action
Introduction to ATM (ATCO Basic CCCv1) [GEN-ATM-INTRO] (Open)	All	✓	05-Feb-2009	05-Feb-2109	e-Learning Course			



Forma de evaluación

- Haber realizado el curso:
 - Tecla *Imp Pant* tras finalizar el curso, subir el archivo a moodle en la tarea “Introduction to ATM”.
 - En principio dentro del examen final habrá unas preguntas tipo test...
 - javier.garciaheras@upm.es





Ejemplo de preguntas test

Question 2 PRE-FLIGHT

What does the Aircraft Operator complete in order to let ATC know details of the flight?

- Flight Log
- Flight Profile
- Flight Plan
- Flight Sheet

Feedback

Click on the answer above that most accurately answers the question. You only get one chance !

Question 2 of 29
Quit



Ejemplo de preguntas test

Question 2 PRE-FLIGHT

What does the Aircraft Operator complete in order to let ATC know details of the flight?

- Flight Log
- Flight Profile
- Flight Plan ✓
- Flight Sheet

Feedback

Click on the answer above that most accurately answers the question. You only get one chance !

Question 2 of 29
Quit

Yes, well done.





Ejemplo de preguntas test



Question 18 EN-ROUTE

Which of the following statements on Procedural control is true?

- Procedural control allows more aircraft in any given portion of airspace.
- No strips are required as all traffic is handled by computer
- Generally speaking greater separation is required when procedural control is in use
- Separation of aircraft by horizontal distances of 5 Nm is possible

Feedback

Click on the answer above that most accurately answers the question. You only get one chance !

Question 18 of 29
Quit



Ejemplo de preguntas test



Question 18 EN-ROUTE

Which of the following statements on Procedural control is true?

- Procedural control allows more aircraft in any given portion of airspace.
- No strips are required as all traffic is handled by computer
- Generally speaking greater separation is required when procedural control is in use ✓
- Separation of aircraft by horizontal distances of 5 Nm is possible

Feedback

Click on the answer above that most accurately answers the question. You only get one chance !

Question 18 of 29
Quit

Yes, well done!



Curso Eurocontrol: Air Traffic Management

1 - INTRODUCCIÓN

El espacio aéreo está dividido en segmentos [ATC](#) (Air Traffic Control). Cada sección del ATC tiene que conocer detalles generales de cada vuelo en el que esté implicado antes de que éste tenga lugar. Cada segmento informará al siguiente de cuándo tiene que esperar que el vuelo pase por su espacio aéreo y comunicarle cualquier cambio que haya tenido lugar, ya sea por ordenador o por teléfono. Los segmentos se comunican con los pilotos por radio a diferentes frecuencias. El ATC debe ser informado del vuelo al menos 30 minutos antes del despegue.

2 - ANTES DEL VUELO

Documentos:

- [FP \(flight plan o plan de vuelo\)](#): debe ser completado y enviado a todas las unidades y sectores del ATC implicados.
 - o [IFPS](#): Integrated Flight Plan Processing System (solo en Europa; existen dos por redundancia). Ahí se envían los planes de vuelo. Tienen subsistemas en diversos lugares (Bruselas, París...). Cuando el FP se envía al IFPS, éste lo manda a la Torre de Control y todos los segmentos implicados en el vuelo.

No todos los vuelos necesitan FP, sin embargo los que siguen, sí:

- o Vuelos IFR ([Instrument Flight Rules](#)). La gran mayoría de los vuelos comerciales son vuelos IFR.
- o Los que operan a través de fronteras internacionales.
- o Los que vuelan bajo IFR en un “Advisory Airspace”, que es un espacio aéreo definido en el que se proporciona información de otros vuelos si fuera necesario.
- o Si se requiere servicio del ATC.
- o Operando en áreas designadas que requieren ATS (Air Traffic Service) que da información del vuelo y búsqueda y rescate si fuera necesario.

En realidad el FP no lo rellena el piloto.

RPL (Repetitive Flight Plan): un vuelo opera regularmente con el mismo equipamiento y ruta y se rellena un solo plan de vuelo para varios vuelos y sólo hace falta que sea relleno un par de veces al año por la aerolínea.

El piloto debe ser informado de cualquier cosa relacionada con el ATM (Air Traffic Management) que puede influir en su vuelo, detalles que están contenidos en el AIP's ([Aeronautical Information Publication](#)), actualizado cada 28 días.

- [Notam \(Notification to Airmen\)](#) :: cambios interinos temporales.
 - o NDB (non-directional beacon [baliza]) :: radio ayuda de tierra que da información de dirección al piloto. Se usa cerca de campos de vuelo o en áreas remotas.

- Weather document (WX) :: tipos de formato:
 - o TAF (Terminal Aerodrome Forecast) :: información del tiempo meteorológico del aeródromo de destino y del alternativo de emergencia.
 - o Pronóstico en ruta o mapas meteorológicos significativos.
 - o Vientos y temperaturas para niveles bajos de vuelo.
 - o Vientos y temperaturas a nivel de crucero.

El ATC también necesita información del tiempo atmosférico (p.e. la dirección del viento y velocidad en la pista que está en uso)

3 - DESPEGUE

Responsabilidades del control de la Torre de Control:

- Taxi :: rodadura. Los responsables son el controlador y el planificador del movimiento en tierra.
- Despegue :: controlador de salida o de aeródromo.
- Aterrizaje :: controlador de salida o de aeródromo desde la aproximación hasta que toca tierra.
- Vuelos visualmente cercanos :: en aeródromos pequeños el controlador puede controlar visualmente a aviones que vuelan en los límites. En aeródromos grandes puede ser por control de aproximación o control del terminal.

El ATC es responsable de proporcionar del aeródromo al avión la información sobre el tiempo, pistas en uso y otros datos como lo que se encuentra fuera de servicio.

ATIS (Aerodrome Terminal Information Service) :: proporciona información general del aeródromo (meteorología, condiciones de operación, pistas en uso...)

Los controladores de la Torre tienen los detalles del vuelo enviados por el IFPS. En algunos segmentos del ATC hay detalles del FP en tiras o tarjetas que se colocan en tableros, son actualizadas por el controlador y quedan como un registro del vuelo a través del segmento.

CTOT (Calculated Take-Off Time o SLOT) :: estima la hora de despegue basándose en el FP. El tiempo medio de rodadura para campos de vuelo o pistas es conocido por el sistema CFMU (Control Flow Management) que es responsable de que el ATM no esté sobrecargado y lo consigue regulando las salidas. El SLOT es asignado unas 2 horas antes de la salida por el CFME. Se calcula teniendo en cuenta las condiciones atmosféricas, restricciones temporales del espacio aéreo y el estado del tráfico.

El CFMU existe como complemento del ATC para equilibrar demanda y capacidad en Europa, mantener los retrasos al mínimo y evitar la congestión en cualquier segmento. Coteja información de vuelos de cualquier parte de Europa con el IFPS, así como detalles de capacidad y cualquier restricción del espacio aéreo de cualquier segmento ATC de Europa. Parte de sus tareas es corregir tiempos de salida, variaciones de ruta o perfiles de vuelo alternativos a operadores de aeronave para maximizar la eficiencia del espacio aéreo europeo.

El controlador recibe el slot del CFMU. El asistente (ordenador) recibe la tira 40 minutos antes del SLOT. Cuando el slot es aceptado el asistente los escribe junto con la ruta que debe tomarse inmediatamente después del despegue. El asistente actualiza también el sistema informático para que las tiras imprimidas en otras unidades de ATC estén basadas en el tiempo de slot aceptado. El piloto recibe el tiempo de slot de la compañía y es entonces cuando la tira pasa al

controlador del plan de movimiento en tierra, que aprueba el inicio y da permiso para rodadura hacia la pista. Esta autorización incluye el SQUAWK, que es un código de 4 cifras (cada una del 0 al 7) que el piloto debe seleccionar en el transpondedor de la aeronave para que el avión sea identificable en los radares del ATC. También incluye instrucciones de ruta a seguir durante el primer segmento de vuelo inmediatamente posterior al despegue y que puede consistir en una salida estándar por instrumentos SID, si el aeropuerto dispone de las mismas. Las SID llevan al avión desde la pista de despegue hasta el primer punto (waypoint) de la ruta de vuelo rellena en el plan de vuelo.

Una vez recibidas las instrucciones de la torre de control, el piloto debe repetir los detalles (readback). Una vez aceptadas las instrucciones el controlador de movimiento en tierra da autorización de marcha atrás y rodadura.

Los sobres y apartaderos no están bajo el control del ATC, pero sí las calles de rodadura y las pistas.

El piloto espera instrucciones de la torre (monitorizar la torre) a la frecuencia del controlador de aeródromo. El controlador le da autorización para colocarse en cola para el despegue. Una vez autorizado el despegue, el control pasa al control de terminal.

4 - SALIDA

El vuelo está en el aire y el control ha pasado al controlador de salidas en la sala de control de la terminal hasta llegar a un punto determinado.

CLN (Clacton) :: código de tres letras que identifica una radio ayuda (en este caso el VOR de Clacton) el cual también es un punto de notificación.

En el monitor aparecen las horas de rodadura y de despegue:

/ - Taxi

X – despegue (con su hora)

Ejemplo: CTOT sin confirmar → P1200 (P::pending, pendiente; 1200: hora)

Las tiras pendientes se imprimen en todos los sectores de la terminal de control antes del vuelo. El sistema informático calcula el tiempo transcurrido hasta que el vuelo alcanza el primer punto en cada segmento de control de terminal. Se basa en datos conocidos de actuaciones de la aeronave y pronóstico de las condiciones del viento.

El plan de vuelo se activa al despegue cuando el radar reconoce a la aeronave y comienza a seguirla. Ahora es cuando se imprimen las tiras actuales en todos los segmentos en ruta o en todo el área del control de terminal usando la hora de despegue real.

El controlador dará las instrucciones y autorizaciones para asegurar un trayecto seguro y eficiente a través del sector y anota en la tira cualquier cosa que sea necesaria.

El controlador ha guiado el avión hasta el primer punto del siguiente segmento, pasando a éste su control, que debe aceptar a la aeronave. Se hace generalmente en silencio si no ha habido ningún cambio. En caso contrario, los segmentos deben comunicarse entre sí para coordinarse.

5 - EN RUTA

Cada segmento/unidad del ATC puede a su vez subdividirse en sectores. Cada sector es operado por 1 o 2 controladores, y llega a controlar unas 15 aeronaves en condiciones normales. Se definen geográficamente o verticalmente en caso de necesidades específicas de la ruta.

Hay dos tipos de control:

- Procesal :: se usa como refuerzo. Se basa en los informes de posición del piloto y estimaciones. Sólo se utilizan tiras que se usan para planear niveles y rutas seguras.
- Radar :: reduce el número de tiras que se requieren y la separación mínima entre aeronaves.

Diferentes funciones de los controladores:

- Controlador de planificación :: se asegura de que el tráfico entre y salga del sector en niveles acordados con los sectores adyacentes sin romper la separación requerida. Resuelve cualquier conflicto potencial en entradas y salidas.
- Controlador ejecutivo :: se asegura de que se mantiene la separación de los límites del sector y que las aeronaves están al nivel conveniente en la salida. Debe considerarse la eficiencia de la aeronave asignando rutas óptimas para cada una.

REDFA :: punto de informe del ATC. Cuando se usan 5 letras para definirlo significa que no hay radio ayudas en ese punto.

Cualquier cambio (revisión) debe ser comunicado por teléfono (manualmente).

La aeronave empieza a parpadear en la pantalla cuando se espera su llegada. El controlador ejecutivo acepta o rechaza a la aeronave.

La pantalla del radar muestra:

- Símbolo de lo que se rastrea con una etiqueta con la identificación del vuelo, el nivel de vuelo actual, el indicador de actitud y el nivel de vuelo planeado.
- Puntos de ruta (FIX) :: se muestran como triángulos. Están normalmente asociados a ayudas a la navegación por balizas de radio en tierra. Puede que el piloto informe de su posición relativa a un FIX.

Si los sistemas están rotos hay que informar del paso de un sector a otro manualmente (por teléfono).

6 - DESCENSO

Antes de comenzar el descenso el piloto tiene que acceder a información validada del lugar de destino:

- VOLMET :: pronóstico de información meteorológico de un VOR que da información del tiempo de los aeródromos de la zona.
- ATIS :: servicio de información terminal del aeródromo. Información general del aeródromo.

Cuando se da permiso para iniciar la aproximación, el control se transfiere a Control de Aproximación. Normalmente el Controlador de Radar de Aproximación encamina al avión al ILS, si existe.

Si hay mucho tráfico el avión deberá esperar (HOLD) realizando hipódromos de espera hasta que el descenso sea autorizado. Cada circuito de espera se completa en 4 minutos y consiste en dos tramos rectos de un minuto cada uno y de dos virajes de 180° y un minuto de duración. Se va descendiendo a niveles más bajos conforme se va vaciando el espacio aéreo. En caso de fallo de radio se da un tiempo esperado de aproximación (EAT) y el piloto comenzará la aproximación una vez pasado ese tiempo.

Algunos aeropuertos disponen de rutas estándar de llegada, o STAR ([standard terminal arrival route](#)).

El controlador de radar facilita:

- La pista en uso
- El tipo de aproximación (ILS, VOR etc.)
- QNH :: presión atmosférica a nivel del mar.

7 - ATERRIZAJE

Una vez que el avión ha sido aproximado a la pista se pedirá al piloto que contacte con la Torre de Control, que sabrá qué vuelo tiene que esperar en la pantalla del radar de la torre.

La secuencia de Control es la contraria a la del despegue: el controlador de aeródromo se encarga de la aeronave desde la pista hasta la de rodadura y el controlador de movimiento de tierra desde la rodadura hasta el estacionamiento. Cuando el vuelo finaliza, todas las tiras, datos de ordenador y grabaciones de transmisiones de radio se guardan en registro.

Características Operacionales De los Equipos del SNA

1

2.1.- INTRODUCCIÓN

Los componentes del SNA están, en general, formados por equipos electrónicos. Sin embargo, los requisitos, en prestaciones, sobre la calidad y estabilidad de la información útil que tratan y producen son, por razones obvias, especialmente rigurosos en relación con otras áreas de aplicación.

Piénsese, por ejemplo, que un fallo en algunos componentes básicos del ILS, en una maniobra de precisión en condiciones de baja visibilidad, puede determinar un riesgo grave en una operación de aterrizaje. Del mismo modo, un error en la presentación de la traza de una aeronave en la pantalla de una unidad de control de tráfico aéreo puede llegar a ocasionar un conflicto entre aeronaves.

Para medir la "calidad" de un equipo componente del SNA, cuando éste produce información útil para la navegación o circulación aérea, es decir, un servicio, se han definido, entre otros, los conceptos de:

- Precisión (P)

- Integridad (I)
- Fiabilidad (R) ó Continuidad de Servicio (CS)
- Disponibilidad (A)

El concepto de precisión (P) se analizará más adelante dentro de este capítulo:

La definición matemática de integridad (I) es:

$$I = 1 - P \quad (2.1)$$

Donde:

I = integridad

P = probabilidad de utilización de señales fuera de tolerancia.

Para incrementar la integridad (el objetivo ideal es $I = 1$), los equipos que generan señales para la navegación o circulación aéreas incluyen una supervisión activa o monitorización que, en caso de detectar señales fuera de tolerancia, cancelan la operación del equipo ó lo sustituyen por otro (cuando existe redundancia), a través de una unidad de control asociada.

El esquema básico del principio de supervisión, en el caso de señales radiadas, es como se indica en la figura 2.1.

La incorporación del monitor (ó supervisor) y unidad de control incrementa notablemente la integridad de las señales, pero puede que un fallo de éstos siga tolerando la emisión de señales erróneas ó fuera de los límites de tolerancia establecidos (fallo de integridad). Para reducir al mínimo este efecto se ha definido la técnica "fail-safe", al objeto de garantizar que cualquier fallo de estos elementos no inhiba su función de apagado, y no impida, aún a costa de la supresión de la señal, la acción de orden de apagado en caso de registrar señales fuera de tolerancia.

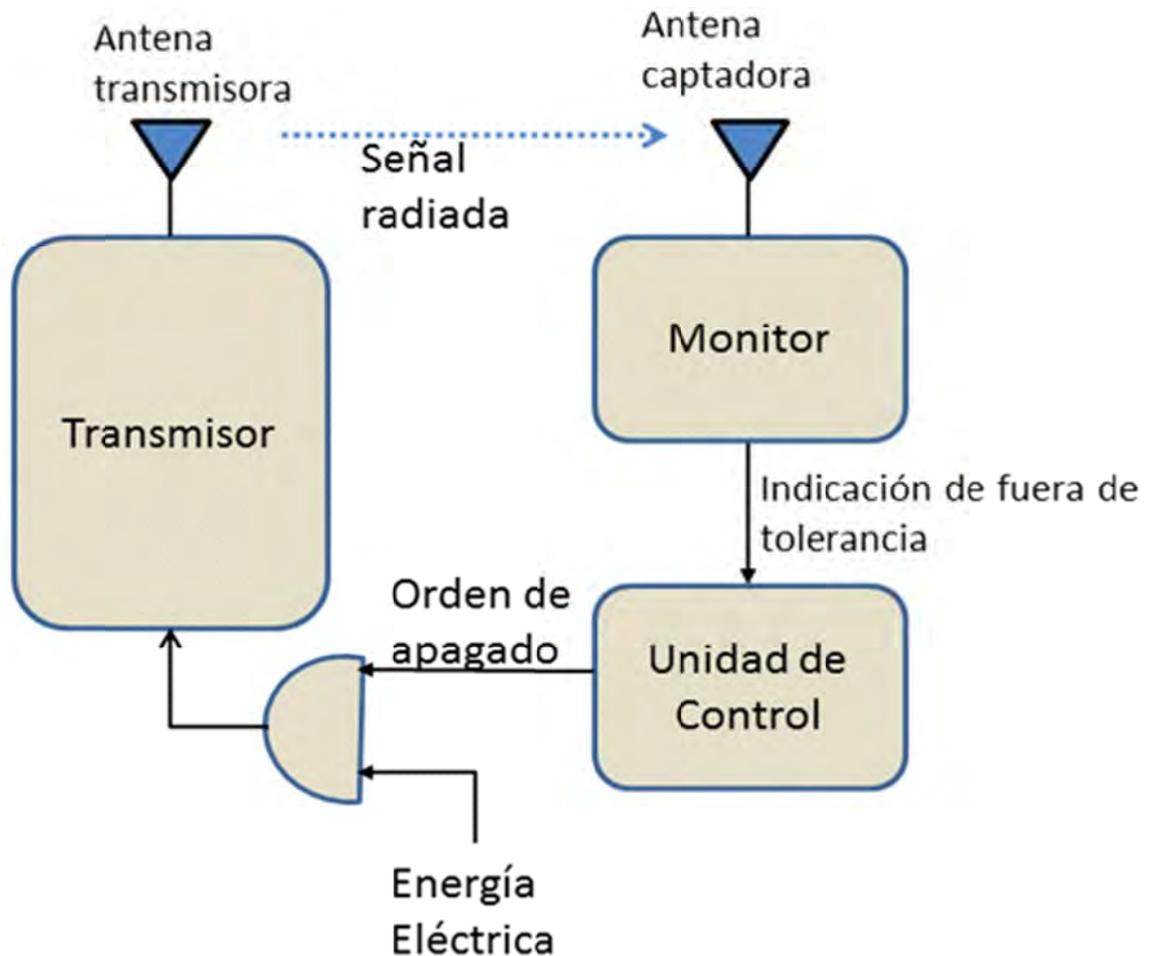


Fig. 2.1. Principio de Supervisión en los equipos componentes del SNA.

Desde otro punto de vista, la supervisión disminuye la "fiabilidad (R)" del equipo ya que un fallo en cualquiera de las partes (incluido el supervisor) producirá una suspensión de las señales radiadas y, por consiguiente, una perturbación del servicio.

La OACI define el término de confiabilidad (o fiabilidad) para una instalación como "**probabilidad de que una instalación funcione dentro de las tolerancias especificadas**", sin embargo, en textos especializados se da una definición más precisa de este concepto, al que comúnmente se denomina "fiabilidad" (reliability, $R(t)$): "**probabilidad de que la instalación no haya fallado antes de un tiempo (t)**", es decir, es una función del tiempo que cumple las condiciones límite siguientes:

$$R(0) = 1$$

$$R(\infty) = 0$$

Para aumentar la fiabilidad de las instalaciones se emplean configuraciones redundantes tanto en el equipo propiamente dicho, como en la supervisión del mismo y en el sistema de alimentación de energía de la instalación.

Relacionado con el concepto de Fiabilidad está la "Continuidad de Servicio" (CS) ó Fiabilidad a corto plazo, concepto muy importante en Sistemas de Aproximación de precisión (ILS, MLS).

El cuarto concepto, indicador de la calidad de un equipo de SNA, muy relacionado con los anteriores, es la disponibilidad (o availability). La definición

que de este concepto establece OACI es: **"relación que existe entre el tiempo real de funcionamiento y el tiempo de funcionamiento en el que esta instalación es requerida, o está especificada como operativa"**. Este concepto expresa muy bien el grado en que está a disposición de los usuarios una instalación. Una formulación inicial para este concepto es:

$$A = \sum_1^n \frac{t_{fri}}{T_e} \quad (2.2)$$

Donde:

A = disponibilidad

n = número de veces en que la instalación se encuentra "fuera de servicio" por cualquier causa, dentro del tiempo especificado.

t_{fri} = tiempos parciales de funcionamiento real

T_e = tiempo especificado como operativo.

Cuando n es muy grande y la distribución de fallos en el tiempo es aleatoria, se pueden definir dos parámetros con dimensión de tiempo y definidos como:

$$\begin{aligned}
 MTBF &= \sum_{i=1}^n \frac{t_{fri}}{n} \\
 MTTR &= \sum_{i=1}^n \frac{t_{nfi}}{n}
 \end{aligned}
 \tag{2.3}$$

Donde:

MTBF = tiempo medio entre fallos (mean time between failure).

MTTR = tiempo medio de reparaciones (mean time to repair).

t_{nfi} = tiempo parcial de no funcionamiento.

De las (2.3) y (2.2.), se puede obtener para la disponibilidad la siguiente expresión:

$$A = \frac{MTBF}{MTBF + MTTR} \tag{2.4}$$

Como puede deducirse, la disponibilidad está muy relacionada con la fiabilidad intrínseca del equipo (a mayor fiabilidad mayor MTBF) y con la acción exterior de mantenimiento, que afecta al MTTR (a mejor mantenimiento, menor MTTR). Para aumentar la disponibilidad de los equipos del SNA existen las técnicas de "soft fail" y "bite" (built in test equipment). La primera hace al conjunto tolerante ante fallos que no conllevan una pérdida sustancial en la calidad de la señal y, la segunda, introduce un autochequeo al equipo, con lo que se pueden conocer anticipadamente problemas potenciales, mejorando su "mantenibilidad".

Como resumen, las características funcionales básicas, exigibles para un equipo del SNA, se enuncian en la tabla siguiente, en la que además se indica cual es el objetivo ideal y los recursos técnicos más interesantes de que se dispone en respuesta al requisito especificado.

En la sección siguiente se describen los tres últimos conceptos, englobados dentro de lo que denominamos "persistencia operacional". Más adelante se estudian los aspectos relacionados con la precisión.

CONCEPTO	VALOR IDEAL	SU FALLO PRODUCE:
PRECISION	--	Posicionamiento fuera de los límites de tolerancia
INTEGRIDAD	I=1	Emisión de señales fuera de los márgenes de tolerancia especificados inadvertidamente
CONTINUIDAD DE SERVICIO	CS=1	Suspensión imprevista de la señal durante el tiempo en que están siendo utilizadas
DISPONIBILIDAD	A=1	Ausencia de señales durante el periodo especificado

2.2. CARACTERÍSTICAS DE LOS EQUIPOS DEL SNA RELACIONADOS CON LA PERSISTENCIA

En la sección precedente se han considerado los diferentes conceptos relacionados con la operación de los equipos del SNA. En lo que sigue se desarrollan aquellas relacionadas con la persistencia de la señal, es decir: Integridad, Fiabilidad (y Continuidad de Servicio) y Disponibilidad. También se hace una referencia al concepto de Mantenibilidad.

En la figura 2.2 se presenta un esquema general de una instalación del SNA en configuración redundante DUAL. Una arquitectura de este tipo puede ser aplicable para sensores del tipo ILS, MLS, VOR, DME, SSR, etc.

El esquema de la fig. 2.2., es una ampliación del correspondiente a la figura 2.1 añadiéndose duplicidad de equipos (E1 y E2) y triplicidad de monitores (M1, M2 y M3), el entorno de alimentación de energía para estos equipos es también redundante con doble acometida y equipo de continuidad. En este caso la unidad de control actúa, si se registra fallo, haciendo una transferencia de equipo en primer término y, si éste subsiste, dando una orden de apagado de la instalación. La validación de fallo registrada por los monitores puede hacerse en lógica "o" ó "y" según el objetivo sea la mayor

integridad o la mejor fiabilidad/disponibilidad, respectivamente.

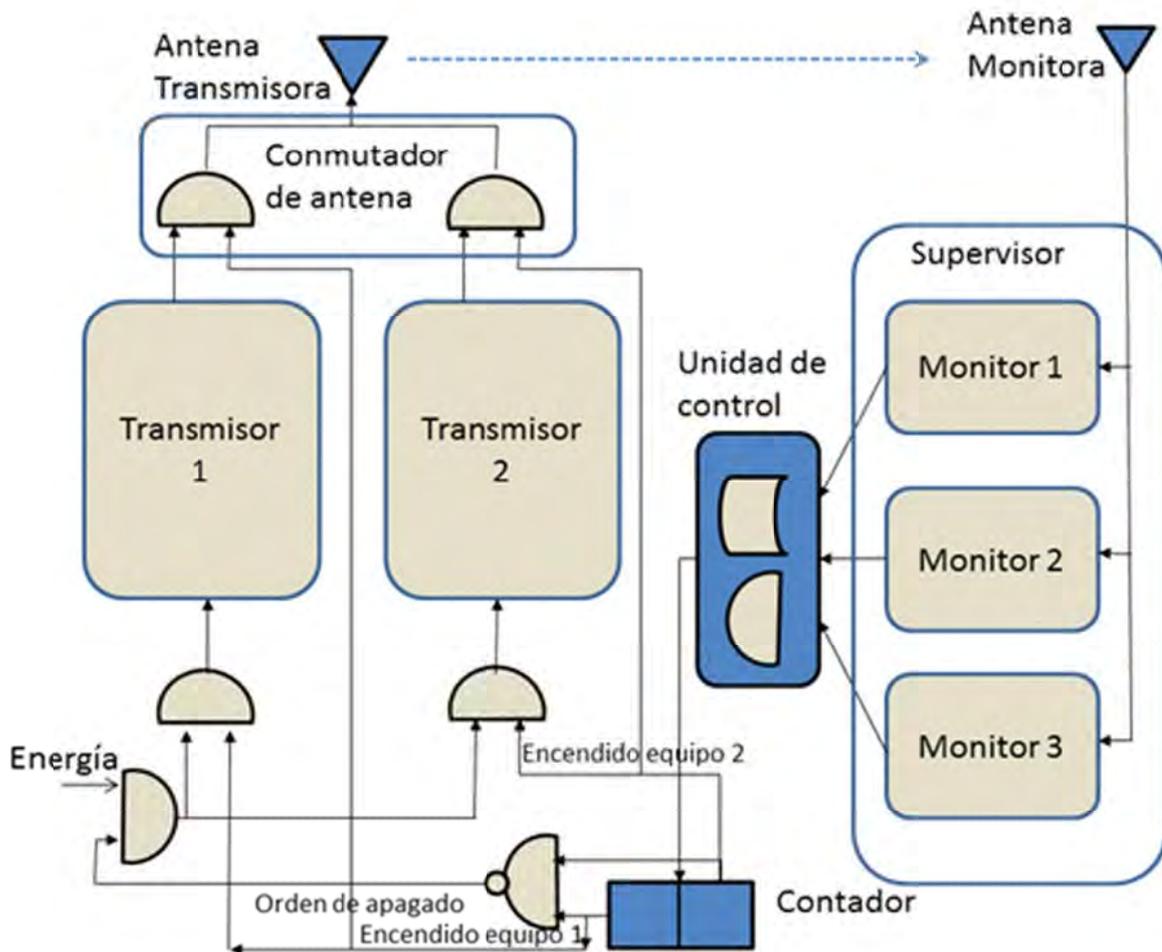


Fig. 2.2.- Esquema general de una configuración Dual

Como puede apreciarse de la figura 2.2., del equipamiento imprescindible, se ha pasado a una configuración mucho más compleja y, por consiguiente, más costosa. Las cuestiones son: ¿Cuál es la mejora obtenida en términos de persistencia operativa en la instalación? y, como contrapartida, ¿cuál es el coste adicional?. El dar una respuesta precisa a estas cuestiones constituye una disciplina tecnológica, conocida como R&M (Reliability and Maintainability) que no es objeto de este texto, sin embargo, a continuación se resumen, los elementos prácticos de esta teoría de aplicación directa a los equipos del SNA relativos a la persistencia operacional.

Para una mejor comprensión se describen en primer lugar los conceptos

relativos a la Fiabilidad (y Continuidad de Servicio), en segundo término la Disponibilidad, y, por último la Integridad.

2.2.1. Elementos relativos a la Fiabilidad

Al considerar a la fiabilidad como una probabilidad que es función continua del tiempo, se consigue que los modelos matemáticos sean sencillos que utilizan funciones de densidad y distribución de probabilidades.

Se define la "**función de distribución**" $F(t)$ a la que representa la probabilidad de que el equipo falle dentro del intervalo $(0,t)$. Por lo tanto $F(0)=0$ y $F(\infty)=1$. Es, por tanto, una función acotada ($0 \leq F(t) \leq 1$) y monótona creciente ($F(t) \leq F(t+\Delta t)$).

Como complementaria a esta definición se define la fiabilidad $R(t)$ que representa la probabilidad de que el equipo "**no falle**" durante el intervalo $(0,t)$. Por lo tanto $R(0)=1$ y $R(\infty)=0$. Obviamente esta función también será acotada pero monótona decreciente.

La probabilidad de fallo en un intervalo infinitesimal de tiempo, (dt) , será (suponiendo continua la función de distribución) también infinitesimal. La variación, con el tiempo, de la función de distribución da una nueva función $f(t)$ que se define como función de "**densidad de probabilidad de fallo**":

$$f(t) = \frac{dF(t)}{dt} \quad (2.4)$$

De esta expresión se obtienen inmediatamente:

$$F(t) = \int_0^t f(t) \cdot dt$$

$$R(t) = 1 - F(t) = 1 - \int_0^t f(t) \cdot dt$$

$$\int_0^t f(t) \cdot dt = 1$$

Relacionados con la fiabilidad se definen dos conceptos que son: "vida media" y "tasa de fallo".

Se define "vida media" (o tiempo medio entre fallos) (MTBF) de un equipo a

la esperanza matemática del tiempo libre de fallo, es decir, aquel que cumple:

$$MTBF \cdot \int_0^t f(t) \cdot dt = \int_0^{\infty} t \cdot f(t) \cdot dt$$

De donde resulta:

$$MTBF = \int_0^{\infty} t \cdot f(t) \cdot dt \quad (2.5)$$

El MTBF se puede poner en función de la fiabilidad utilizando la expresión (2.4.) obteniendo:

$$\begin{aligned} MTBF &= \int_0^{\infty} t \cdot dF(t) = \int_0^{\infty} t \cdot d(1 - R(t)) = - \int_0^{\infty} t \cdot dR(t) = \\ &= - [t \cdot R(t)]_0^{\infty} + \int_0^{\infty} R(t) \cdot dt \end{aligned}$$

después de integrar por partes, y como al ser $R(0)=1$:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} (t \cdot R(t)) = 0$$

resulta:

$$MTBF = \int_0^{\infty} R(t) \cdot dt \quad (2.6)$$

Estas expresiones para el MTBF (2.5) y (2.6) son consistentes con la primera de las (2.3), sólo que, en aquel caso, los valores de la función de distribución y del tiempo se consideraban discretas y, en este caso, ambas funciones son continuas.

La "Tasa de Fallo" mide la probabilidad relativa de fallo en el tiempo t . Es decir, si existe variación de la fiabilidad en un intervalo de tiempo Δt , es porque hay probabilidad de que en este intervalo exista fallo. Cuanto mayor es la variación temporal relativa de fiabilidad, mayor será la probabilidad de fallo en ese instante, de tal forma que podemos definir la tasa de fallo como:

$$\lambda(t) = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{R(t) - R(t + \Delta t)}{\Delta t \cdot R(t)} \quad (2.7)$$

Integrando la igualdad de (2.7), se tiene:

$$\ln(R(t)) = - \int_0^t \lambda(t) \cdot dt$$

ó bien:

$$R(t) = e^{-\int_0^t \lambda(t) dt} \quad (2.8)$$

que derivando nos da:

$$f(t) = \lambda(t) \cdot e^{-\int_0^t \lambda(t) dt} \quad (2.9)$$

En equipos electrónicos, en general, la tasa de fallo en función del tiempo tiene una forma que es conocida como "curva de la bañera" (Fig. 2.3.). Se observan tres períodos diferenciados.

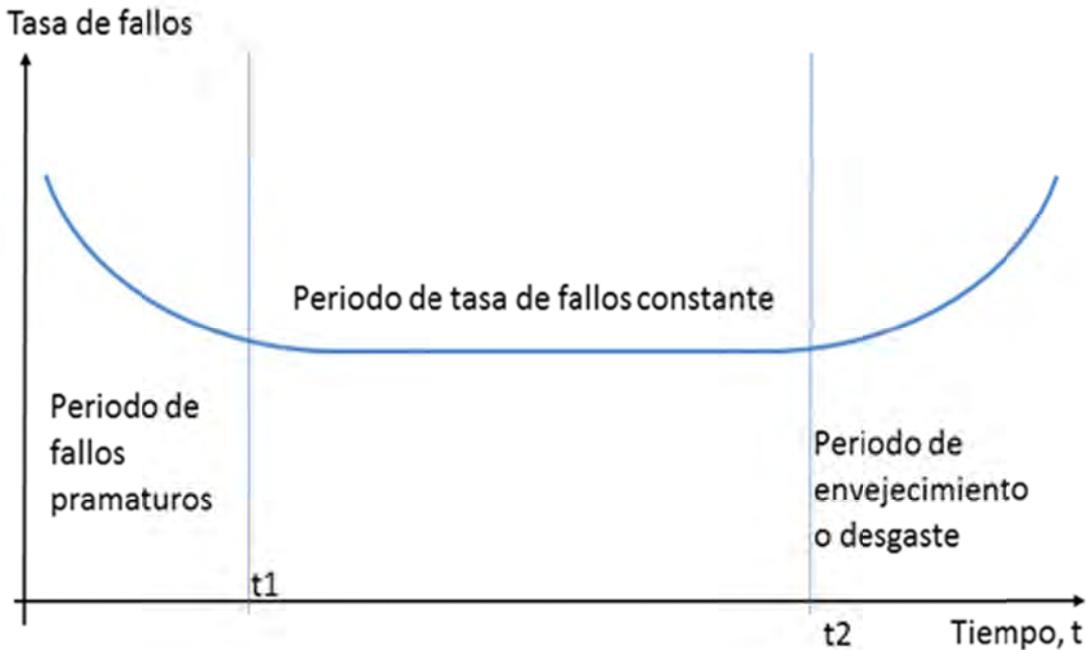


Fig. 2.3.- Evolución típica de la tasa de fallo en un equipo electrónico.

En el primero, desde $t=0$ a $t=t_1$, llamado de fallos prematuros o de "mortalidad infantil" la tasa de fallo es decreciente, hasta alcanzar el período de establecimiento o de tasa de fallos constante, esta situación viene determinada por deficiencias de montaje o fallos ocultos en la instalación. El segundo período, entre t_1 y t_2 , comprende la mayor parte del ciclo de vida útil y es la que se considerará en lo que sigue, por ser la que caracteriza mejor el comportamiento de los equipos electrónicos. Finalmente, el tercer período, a partir de t_2 , comprende una tasa de fallos creciente relacionada con el envejecimiento de los componentes del equipo.

Para el caso de tasa de fallos constante, de (2.8) y (2.9), se obtiene la función de densidad, de distribución y de fiabilidad dadas por las expresiones siguientes:

$$\begin{aligned} f(t) &= \lambda \cdot e^{-\lambda t} \\ F(t) &= 1 - e^{-\lambda t} \quad (2.10) \\ R(t) &= e^{-\lambda t} \end{aligned}$$

Una vez establecidos los conceptos y la formulación básica, relativas a la fiabilidad, se puede retomar el objetivo perseguido, que tiene su razón en la posibilidad de estimación de la fiabilidad de conjuntos redundantes, supuesto conocidas las fiabilidades de sus unidades componentes.

Para ello, el primer paso es la construcción de un modelo de funcionamiento del conjunto a través de diagramas de bloques, diagramas lógicos o tablas de la verdad. Sobre estos diagramas se define un modelo matemático que va a permitir la predicción de la fiabilidad global.

Consideremos, por ejemplo, una "configuración en serie", lo cual significa que es necesario que todos los componentes estén en funcionamiento, ó dicho de otra forma, si falla alguno de los bloques se produce un fallo del sistema. La representación de este modelo puede hacerse de cualquiera de las formas que indica la figura 2.4.

La probabilidad de que el sistema funcione ($P(S)$) es, la que corresponde a que funcionen todos los componentes simultáneamente, es decir:

$$P(S) = P(B1) \cap P(B2) \cap P(B3)$$

Si se supone que la probabilidad de que falle un componente es un suceso independiente del fallo de cualquier otro (sucesos estadísticamente independientes) la expresión anterior se convierte en:

$$P(S) = P(B1) \cdot P(B2) \cdot P(B3) \dots = \prod_1^n P(B_i) \quad (2.11)$$

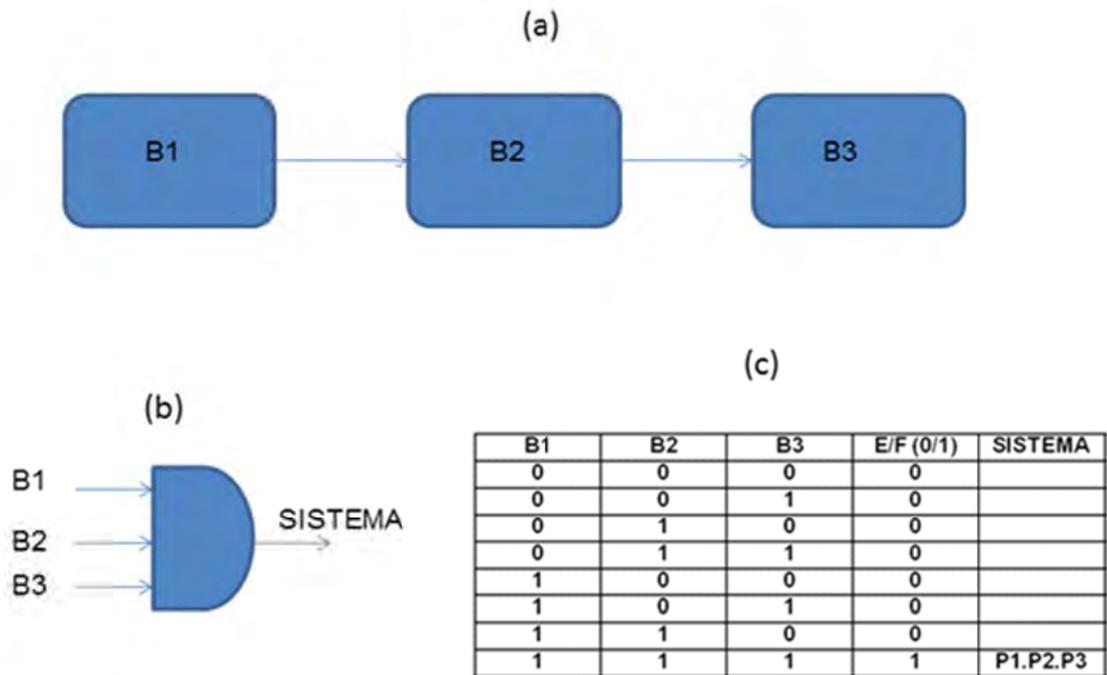


Fig.2.4.- Representaciones de una configuración en serie a través de diagramas de bloques (a), diagramas lógicos (b) y tablas de verdad (c).

En nuestro caso, es más útil emplear la función de distribución de las probabilidades de no fallo (Fiabilidad), obteniendo, mediante la fórmula siguiente, la probabilidad de que el sistema no haya fallado antes del instante t :

$$R(t) = R_1(t) \cdot R_2(t) \cdot R_3(t) \dots = \prod_1^n R_i(t) \quad (2.12)$$

Sustituyendo (2.10) en la anterior resulta:

$$R(t) = e^{-(\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \dots)t} \quad (2.13)$$

Indicando que la tasa de fallo global de un sistema serie es la suma de las tasas de fallo individuales.

Por otra parte, el MTBF del sistema se obtiene de (2.6) y (2.13):

$$MTBF = \int_0^{\infty} e^{-(\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \dots)t} dt = \frac{1}{\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \dots}$$

El Sistema serie, anteriormente descrito, es aquel que no posee redundancia alguna. Como ya se observó en la sección 2.1, la redundancia existe cuando pueden ser varios los bloques encargados de realizar la misma función, llamándose a éstos "bloques redundantes". Se pueden identificar dos tipos de redundancia básica: activa y activa parcial.

La "**redundancia activa**" es aquella en donde los componentes que realizan la misma función están trabajando simultáneamente, pero para la operación del conjunto solo se necesita un componente para que la función se realice apropiadamente. A este tipo de redundancia también se le denomina "redundancia en paralelo".

En este caso es necesario el fallo de todos y cada uno de los componentes para tener un fallo del conjunto. Por ello la determinación de la fiabilidad se efectúa más fácilmente desde la consideración de probabilidad de fallo (Q) que desde la probabilidad de funcionamiento (P), utilizada en la configuración serie.

$$Q(S) = Q(B1) \cap Q(B2) \cap Q(B3) \cap \dots$$

Suponiendo que los sucesos de fallo son estadísticamente independientes se llega a:

$$F(t) = F_1(t) \cdot F_2(t) \cdot F_3(t) \cdot \dots = \prod_1^n F_i(t)$$

Donde F(t), F_i(t) son respectivamente las funciones de distribución de fallo del conjunto y de cada uno de sus componentes (i= 1..n).

Como R_i(t) = 1-F_i(t),

$$R(t) = 1 - \prod_1^n F_i(t) \quad (2.15)$$

sustituyendo (2.15) en (2.10) resulta:

$$R(t) = 1 - \prod_1^n [1 - e^{-\lambda_i t}] \quad (2.16)$$

Obsérvese que el conjunto, en este caso, no sigue una ley de fallos exponencial negativa, por lo que su tasa de fallo no puede ser considerada constante a lo largo del tiempo.

Los conjuntos con "**redundancia activa parcial**" son aquellos en donde es necesario para su funcionamiento que, del total (n) de elementos, funcionen un determinado número de ellos (m). Esta redundancia también se denomina **m de n** siendo siempre ($n > m$).

La predicción de fiabilidad de estos sistemas puede hacerse utilizando en el diagrama de bloques un mismo bloque repetido en varios caminos. Una vez determinada la combinación apropiada se aplican los métodos correspondientes, como en el caso de conjuntos serie y paralelo.

Como ejemplo consideraremos tres bloques (A, B y C) de los que se requiere que de cualquiera de ellos, al menos dos de ellos estén en funcionamiento. El diagrama de bloques sería el de la figura 2.5. (a), el diagrama lógico en (b) y la tabla de verdad en (c).

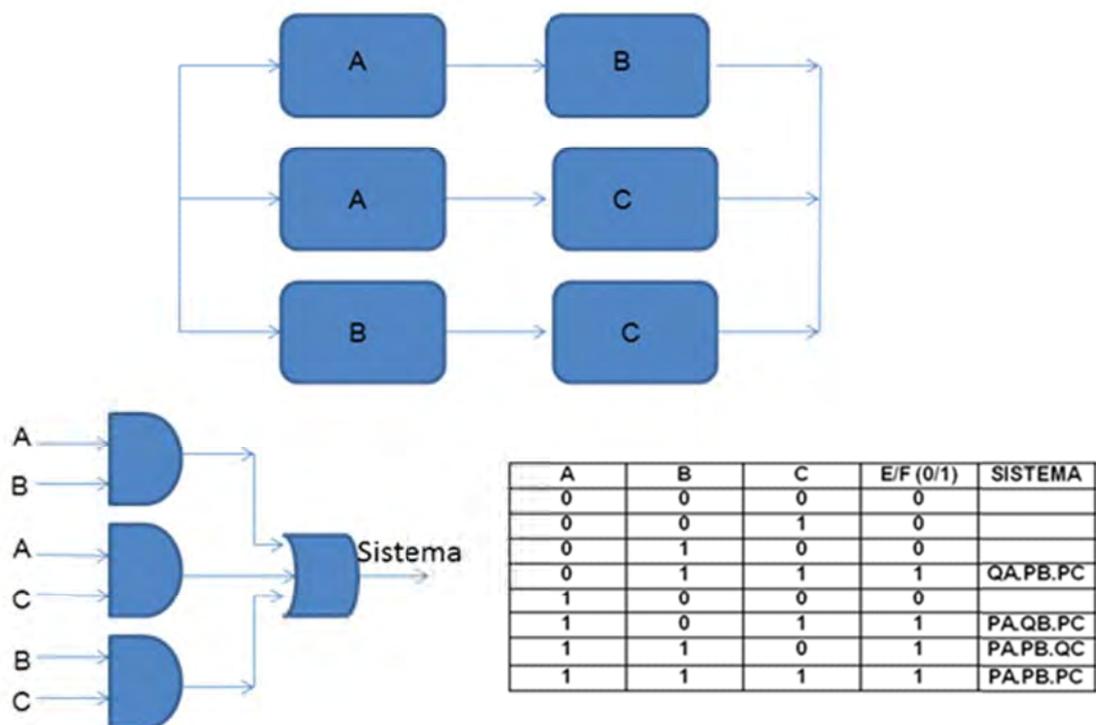


Fig.2.5.- Representaciones de una configuración con redundancia activa parcial: (a) diagrama de bloques, (b) diagrama lógico y (c) tabla de la verdad.

La probabilidad de funcionamiento vendrá dada por:

$$\begin{aligned} P(S) &= P(A \cap B) \cup P(A \cap C) \cup P(B \cap C) = \\ &= P(A) \cdot P(B) \cdot P(C) + Q(A) \cdot P(B) \cdot P(C) + P(A) \cdot Q(B) \cdot P(C) + \\ &\quad + P(A) \cdot P(B) \cdot Q(C) \end{aligned}$$

Admitiendo que las probabilidades asociadas a los 3 elementos son iguales (P y Q) se tiene:

$$P(S) = P^2 \cdot [2P^2 - 4P + 3] \quad (2.17)$$

y en general, para m componentes funcionando de un total de n, todos iguales, se obtiene:

$$P(S) = \sum_0^{n-m} \binom{n}{i} P^{n-1} \cdot Q^i \quad (2.18)$$

Que es la expresión correspondiente a una función de distribución binomial,

2.2.2. Elementos relativos a la Disponibilidad.

La sección 2.1 introdujo el concepto de disponibilidad (A), pero será en este apartado en donde se desarrolle con más profundidad, al objeto de poder predecir disponibilidades globales, conocidas las de sus componentes.

Suponiendo que tanto la probabilidad de fallo como la de reparación siguen una ley exponencial negativa, el modelo matemático del comportamiento del conjunto es el de un proceso de Markov, es decir, aquél en que el futuro es independiente del pasado, o desde otro punto de vista, permite predecir el futuro conociendo el presente.

Se supondrá que las funciones de densidad de fallo (2.10) y de reparación pueden ponerse como:

$$\begin{aligned} f_0 &= \lambda \cdot e^{-\lambda t} \\ f_1 &= \mu \cdot e^{-\mu t} \end{aligned} \quad (2.19)$$

donde los subíndices 0, 1 indican el estado operativo y de fallo. Por su parte λ y μ , indican las tasas de fallo y reparación, respectivamente, que se suponen constantes.

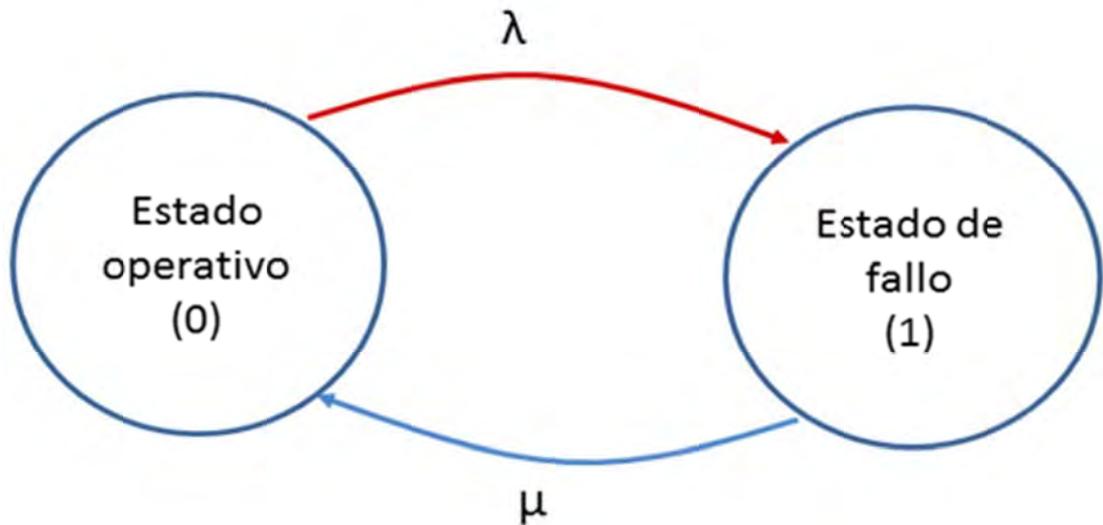


Fig. 2.6.- Diagrama de transición de un componente.

El diagrama de transición de un componente entre sus distintos estados puede representarse como indica la figura 2.6.

Si se considera un intervalo de tiempo dt suficientemente pequeño para despreciar la probabilidad de que existan dos cambios de estado, se pueden establecer las probabilidades como:

- Probabilidad de que el componente se encuentre en el estado operativo ("0") en $t+ dt$:

$$P_0(t + dt) = P_0(t)(1 - \lambda \cdot dt) + P_1(t) \cdot \mu \cdot dt$$

- Probabilidad de que el componente se encuentre en estado de fallo ("1") en $t+ dt$:

$$P_1(t + dt) = P_1(t)(1 - \mu \cdot dt) + P_0(t) \cdot \lambda \cdot dt$$

De ambas ecuaciones se obtiene el siguiente sistema de ecuaciones diferenciales:

$$\begin{aligned} P'_0 &= -\lambda P_0 + \mu P_1 \\ P'_1 &= \lambda P_0 - \mu P_1 \end{aligned} \quad (2.20)$$

Obteniéndose en su resolución haciendo uso de la ecuación del suceso

seguro (suma de las probabilidades de todos los estados es igual a 1):

$$P_0 = \frac{\mu}{\lambda + \mu} + \frac{\lambda}{\lambda + \mu} e^{-(\lambda + \mu)t}$$

$$P_1 = \frac{\lambda}{\lambda + \mu} - \frac{\lambda}{\lambda + \mu} e^{-(\lambda + \mu)t}$$

Considerando que $\lambda = 1/MTBF$ y, de la misma forma que $\mu = 1/MTTR$, las expresiones que se obtienen para $t = \infty$ son:

$$P_0 = \frac{\mu}{\lambda + \mu} = \frac{MTBF}{MTBF + MTTR}$$

$$P_1 = \frac{\lambda}{\lambda + \mu} = \frac{MTTR}{MTBF + MTTR}$$

Que son las formas de disponibilidad o fallo del componente, tal y como se enunciaron, para el caso de la disponibilidad A, en la sección 2.1.

Supongamos ahora un sistema paralelo de dos componentes (C1 y C2), cuyos estados se presentan en el diagrama de transición de la Fig. 2.7.(a) y, si son iguales en (b).

Las ecuaciones diferenciales obtenidas considerando la hipótesis (b) son:

$$P_0(t + dt) = P_0(t)(1 - 2\lambda \cdot dt) + P_1(t) \cdot \mu \cdot dt$$

$$P_1(t + dt) = P_0(t) \cdot \lambda \cdot dt + P_1(t)(1 - \mu \cdot dt)(1 - \lambda \cdot dt) + P_2(t) \cdot 2\mu \cdot dt$$

$$P_2(t + dt) = P_1(t) \cdot \lambda \cdot dt + P_2(t)(1 - 2\mu \cdot dt)$$

que se convierten en:

$$P'_0 = -2\lambda \cdot P_0 + \mu \cdot P_1$$

$$P'_1 = 2\lambda \cdot P_0 - (\lambda + \mu) \cdot P_1 + 2\mu \cdot P_2 \quad (2.21)$$

$$P'_2 = \lambda \cdot P_1 - 2\mu \cdot P_2$$

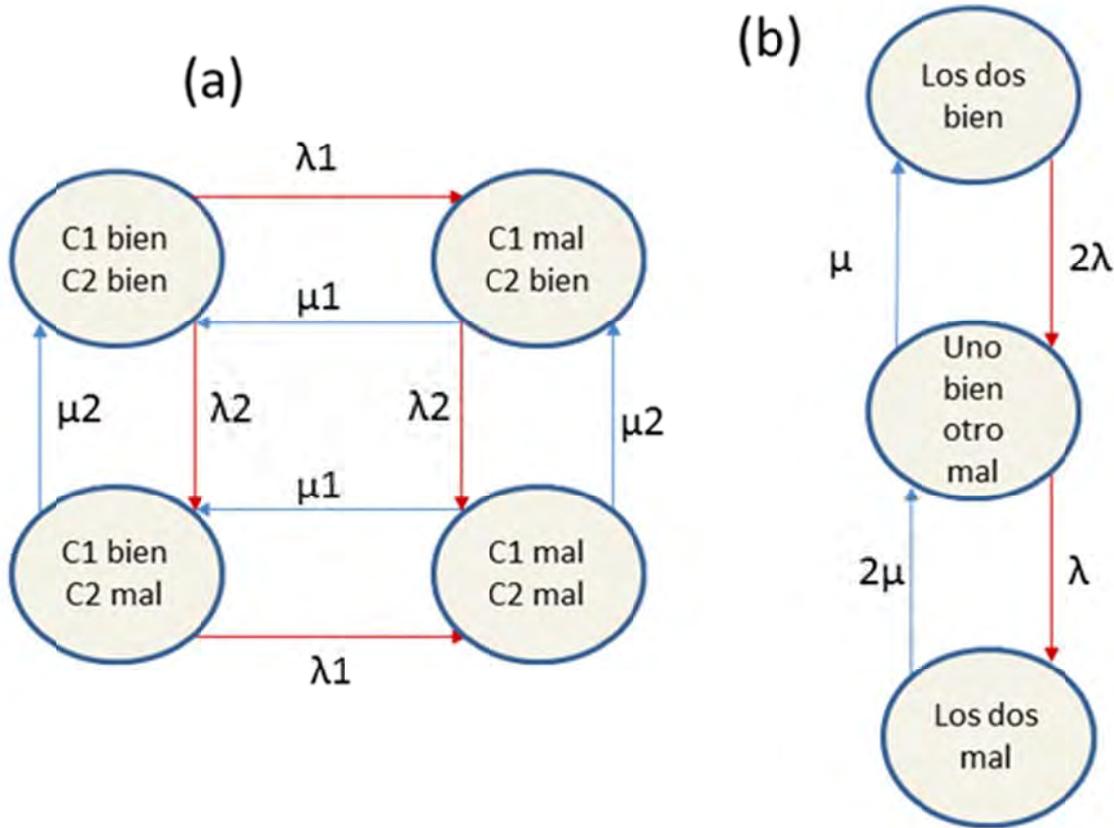


Fig. 2.7.- Diagramas de transición de dos componentes. (a) en paralelo y (b) cuando los dos son componentes son iguales.

y que dan por resultado haciendo uso de la probabilidad del suceso seguro para su resolución¹:

$$\begin{aligned}
 P_0 &= \frac{\mu^2}{(\lambda + \mu)^2} + \frac{2\lambda\mu}{(\lambda + \mu)^2} e^{-(\lambda + \mu)t} + \frac{\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2} e^{-2(\lambda + \mu)t} \\
 P_1 &= \frac{2\mu\lambda}{(\lambda + \mu)^2} + \frac{2\lambda(\lambda - \mu)}{(\lambda + \mu)^2} e^{-(\lambda + \mu)t} - \frac{2\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2} e^{-2(\lambda + \mu)t} \\
 P_2 &= \frac{\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2} - \frac{2\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2} e^{-(\lambda + \mu)t} + \frac{\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2} e^{-2(\lambda + \mu)t}
 \end{aligned}$$

¹ Véase anexo: resolución cálculo de probabilidades de los estados de un conjunto con dos sistemas en paralelo siendo los dos componentes iguales, al final del capítulo.

la disponibilidad del conjunto es:

$$A = 1 - P_2$$

que en régimen estacionario ($t \rightarrow \infty$) resulta:

$$A = 1 - \frac{\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2}$$

expresión que da la disponibilidad de un conjunto paralelo de dos componentes iguales.

2.2.3.- Elementos Relativos a la Integridad.

Se define la integridad como la probabilidad que un sistema no emita señales fuera de las tolerancias admitidas, es decir, señales potencialmente peligrosas para la operación de las aeronaves.

Este concepto es de vital importancia para los sistemas de aproximación y aterrizaje, en donde la emisión de señales erróneas de guiado puede dar lugar a situaciones de elevada peligrosidad, por encontrarse los aviones próximos al terreno y a velocidades próximas a las de pérdida.

La obtención de altos valores de integridad (del orden de un fallo no registrado por cada dos mil millones de operaciones) exige, con independencia de una alta fiabilidad de los equipos transmisores de las señales, unidades de supervisión (ó monitores), que pueden incluso estar duplicados ó triplicados para que registren los posibles fallos y efectúen una orden de cese inmediato de la emisión de tales señales.

Las unidades de supervisión requieren, además, una verificación constante de su funcionamiento mediante la aplicación de "pruebas de integridad", que normalmente son de dos tipos, "end to end" y periódicas, que se lanzan automáticamente.

La **prueba de integridad "end to end"** consiste en provocar intencionadamente la emisión indebida de señales de guiado fuera de tolerancias y la verificación de que los supervisores las detectan, adoptando las medidas precisas para su supresión. Como esta prueba afecta a las señales en el espacio, solo debe realizarse cuando el sistema no está siendo utilizado.

La **prueba de integridad automática** consiste en la simulación de señales de guiado fuera de tolerancia a la entrada de los supervisores, verificando que estos las detectan y actúan apropiadamente.

Consideremos una configuración simple (transmisor y supervisor únicos,

como en la figura 2.1), en este caso un fallo de integridad se produce cuando el equipo transmisor emite una señal fuera de tolerancia y el supervisor no es capaz de registrarla, por estar en situación de fallo no identificado.

Denominando λ_{TX} y λ_S a las tasas de fallo del transmisor y del supervisor respectivamente, la probabilidad de fallo del supervisor en un instante t después de la última verificación, tiene la siguiente función de densidad de probabilidad que se supone del tipo:

$$f_S = \lambda_S \cdot e^{-\lambda_S \cdot (X-t)} \quad (2.22)$$

La probabilidad de que en el tiempo X posterior a t se emita una señal de guiado errónea vendrá dada por la siguiente función de densidad de probabilidad:

$$f_{TX}(X-t) = \lambda_{TX} \cdot e^{-\lambda_{TX} \cdot (X-t)} \quad (2.23)$$

La función de densidad para el fallo de integridad del conjunto transmisor/supervisor se expresa mediante la integral de convolución:

$$f(X) = \int_0^X f_{TX}(X-t) \cdot f_S(t) \cdot dt \quad (2.24)$$

Sustituyendo (2.22) y (2.23) en (2.24) e integrando obtenemos:

$$f(X) = \frac{\lambda_S \cdot \lambda_{TX}}{\lambda_S - \lambda_{TX}} \left(e^{-\lambda_{TX} \cdot X} - e^{-\lambda_S \cdot X} \right)$$

como $\lambda_{TX}X \ll 1$ y $\lambda_S X \ll 1$, la ecuación anterior se aproxima por:

$$f(X) = \lambda_S \cdot \lambda_{TX} \cdot X$$

La función de distribución acumulada, probabilidad de fallo de integridad antes de un tiempo t_{rs} , se obtiene integrando la función de densidad $f(X)$ entre 0 y t_{rs} , en donde t_{rs} representa el tiempo entre revisiones ó verificaciones del supervisor. Por consiguiente:

$$R = F(t_{rs}) = \int_0^{t_{rs}} f(X) \cdot dt = \frac{\lambda_S \cdot \lambda_{TX}}{2} t_{rs}^2$$

El valor de $F(t_{rs})$ se interpreta como riesgo de integridad (R) y en

consecuencia la integridad I vendrá dada por:

$$I = 1 - R = \frac{\lambda_s \cdot \lambda_{TX}}{2} t_{rs}^2$$

La tasa de fallos del supervisor dependerá de la configuración de que se trate, si bien las más típicas son:

- Simple supervisor.
- Doble supervisor con ó sin rotación lógica.
- Triple supervisión con rotación lógica.

El cálculo de la tasa de fallos en función de la configuración seleccionada se realizará atendiendo a lo indicado en el apartado 2.2.1.

2.2.4.- Elementos Relativos a la Mantenibilidad.

El requisito de mantenibilidad de un equipo puede expresarse en términos de mantenimiento correctivo y preventivo.

El mantenimiento correctivo afecta de forma notable a la disponibilidad del equipo, como se vio en la sección 2.1. Si suponemos $MTBF \gg MTTR$, como es normal, se puede poner:

$$A = 1 - \lambda \cdot MTTR$$

Del análisis de esta ecuación se deduce que para un misma tasa de fallos (λ) a menor MTTR mayor disponibilidad.

El valor del MTTR se deberá definir como un valor medio, por ejemplo 30 minutos junto con un valor máximo, por ejemplo 45 minutos, para el 95% de todas las reparaciones.

El mantenimiento preventivo se define generalmente como la probabilidad de tener que efectuar un mantenimiento correctivo durante un período de tiempo establecido.

Normalmente se define el tiempo medio de mantenimiento preventivo (MTPMT, Medium Preventive Maintenance Time) como el tiempo que no ha de superarse en el período de tiempo establecido, por ejemplo 50 minutos en 50 días de operación.

El requisito de mantenibilidad deberá establecerse para los equipos que incorporan la técnica RMMS (Mantenimiento y Supervisión Remotos)

atendiendo a los siguientes condicionantes:

- Los equipos deben estar protegidos en alojamientos que impidan la intrusión de ajenos.
- Sustitución de módulos en la propia instalación.
- Supervisión continua y automatizada.
- Supervisión de estado y control remotos.
- Registro automatizado de la información significativa.
- Diagnóstico y localización de averías desde posiciones remotas.
- Ajuste desde posiciones remotas.
- Incorporación de técnicas tendentes a incrementar el MTBF y reducción de las acciones de mantenimiento y tiempos de reparación.

2.3. CARACTERÍSTICAS DE LOS EQUIPOS DEL SNA RELACIONADOS CON SU UTILIZACIÓN OPERACIONAL.

Como se indica en la sección 2.1. aún cuando una instalación del SNA esté dentro de las tolerancias operacionales establecidas, la señal útil, para el guiado del avión o el control de la circulación aérea, contiene errores cuyos efectos es necesario reducir al mínimo. Estos errores se denominan, en lo que sigue, ruido, como contrapunto al concepto de señal que se considerará aquella que da la marcación exacta ó ideal de la variable que corresponda.

Aunque el ruido afecta tanto al guiado del avión como al control de la circulación aérea, desarrollaremos el concepto de ruido, desde el punto de vista operacional, para el caso del guiado.

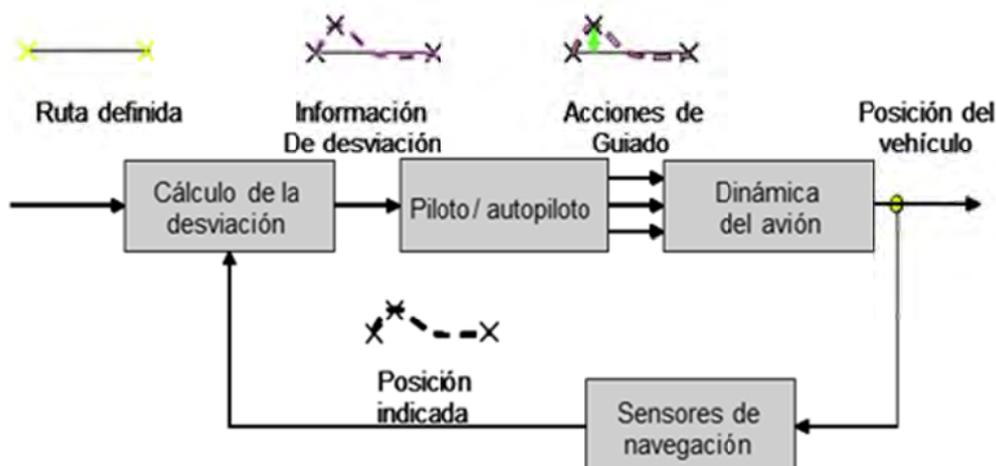


Fig. 2.9.- Configuración del bucle de control de la función de guiado.

Para entender mejor la función de guiado utilizaremos el diagrama de bloques presentado en la Fig. 2.9.

El parámetro seleccionado constituye la señal de referencia o entrada al sistema de control, el comparador establece la discrepancia entre el valor deseado del parámetro y el medido por las Ayudas a la Navegación y, la señal de error, o diferencia entre ambas, es utilizada por el sistema de control de vuelo actuando sobre las superficies de mando del avión.

Las aeronaves de prestaciones civiles se caracterizan por que la dinámica lateral determina un ancho de banda de 0,5 rad/sg y la dinámica vertical 1,5 rad/sg., por lo que el ancho de banda exigible a un receptor de una ayuda a la navegación es del orden de 10 rad/sg. Con esta frecuencia de corte, la modificación de la señal útil en amplitud y fase en el filtro, no es significativa.

El ruido, desde el punto de vista operacional, para este ancho de banda del receptor (10 rad/sg), tiene dos manifestaciones distintas:

- Error que puede seguir la aeronave, o error de seguimiento de la trayectoria (PFE, path following error). Este error, a su vez, se considera compuesto de:
 - Error medio, que aparece independientemente del tiempo.
 - Error debido a ruido, que es distinto en cada instante (PFN).
- Error que sólo provoca movimientos oscilantes de las superficies de control, ó error por ruido en los mandos de control (CMN, command noise).

Estos errores tienen tres orígenes: el equipo suministrador de la información (equipo de tierra o espacial), la propagación electromagnética de las señales y el equipo que recibe y trata la información (aviónica).

En general, la información útil se obtiene de forma continua, o bien, en forma muestreada (a intervalos de tiempo, Δt constantes o variables).

Cuando la información se recibe y trata de forma continua, el filtrado se hace con un circuito de paso bajo, tal como se indica al principio de esta sección, con un ancho de banda del orden de unos 10 rad/sg. Para esta frecuencia de corte, tanto el PFE como el CMN están presentes en la señal recibida, como indica la Fig. 2.10.

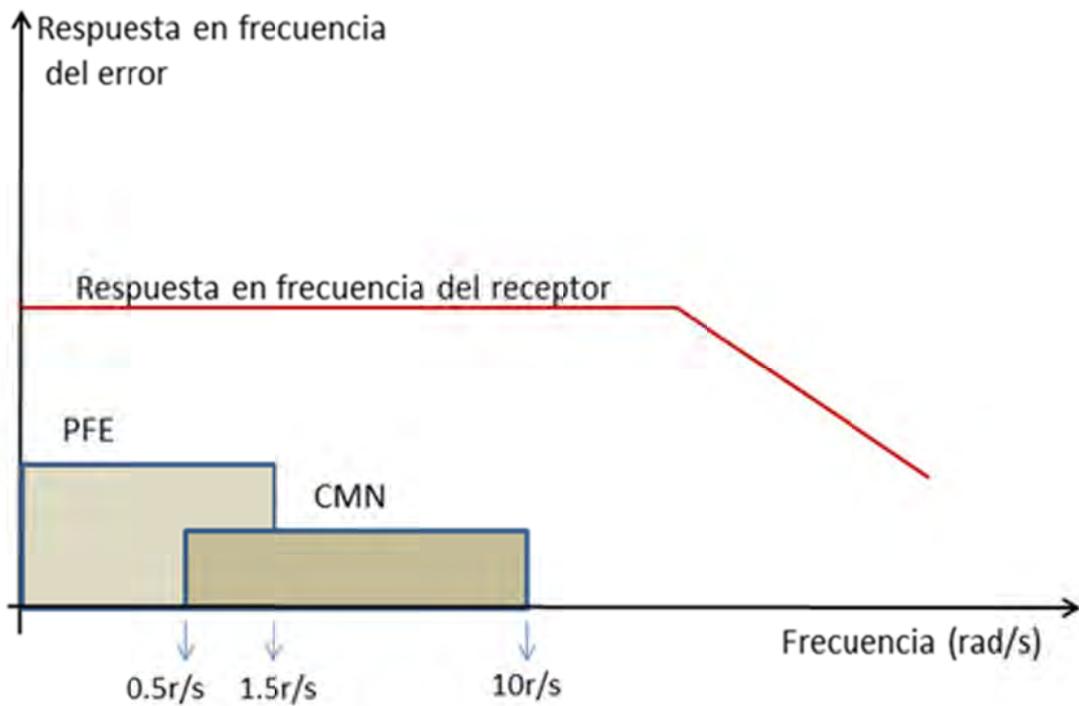


Fig. 2.10.- PFE y CMN en la dinámica longitudinal de un avión de "performances" civiles.

Para los distintos equipos de ayuda a la navegación la OACI prescribe, en su anexo 10, las tolerancias de PFE, PFN y CMN admisibles, siendo valores especialmente críticos en las ayudas a la aproximación de precisión (ILS, MLS y DME-P).

Anexo: resolución cálculo de probabilidades de los estados de un conjunto con dos sistemas en paralelo siendo los dos componentes iguales

Se va a proceder a la resolución del siguiente sistema de ecuaciones:

$$\begin{aligned} P_0 &= -2\lambda P_0 + \mu P_1 \\ P_1 &= 2\lambda P_0 - (\lambda + \mu) P_1 + 2\mu P_2 \\ P_2 &= \lambda P_1 - 2\mu P_2 \\ 1 &= P_0 + P_1 + P_2 \end{aligned}$$

Tras utilizar la probabilidad del suceso seguro (última ecuación del sistema de ecuaciones anterior) se llega al siguiente sistema de ecuaciones diferenciales de dos ecuaciones con dos incógnitas:

$$\begin{aligned} P_0' &= -2\lambda P_0 + \mu P_1 \\ P_1' &= 2(\lambda - \mu) P_0 - (\lambda + 3\mu) P_1 + 2\mu \end{aligned}$$

$$\begin{pmatrix} P_0' \\ P_1' \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -2\lambda & \mu \\ 2(\lambda - \mu) & -(\lambda + 3\mu) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} P_0 \\ P_1 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 2\mu \end{pmatrix}$$

$$\dot{\underline{x}} = \underline{\underline{B}} \cdot \underline{x} + \underline{b}$$

Calculamos los autovectores y autovalores de la matriz B:

$$\begin{aligned} |\underline{\underline{B}} - \lambda I| = 0 &\rightarrow \begin{cases} \lambda_1 = -(\mu + \lambda) \\ \lambda_2 = -2(\mu + \lambda) \end{cases} \\ (\underline{\underline{B}} - \lambda_i I) \vec{v} = \vec{0} &\rightarrow \begin{cases} v_1 = \left(\frac{\mu}{\lambda - \mu}, 1 \right) \\ v_2 = \left(-\frac{1}{2}, 1 \right) \end{cases} \end{aligned}$$

Por lo tanto, la solución homogénea del sistema resulta:

$$\dot{\underline{x}}_h = \underline{\underline{B}} \underline{x}_h \rightarrow \underline{x}_h = C_1 e^{-(\lambda+\mu)t} \begin{pmatrix} \mu / \lambda - \mu \\ 1 \end{pmatrix} + C_2 e^{-2(\lambda+\mu)t} \begin{pmatrix} -1/2 \\ 1 \end{pmatrix}$$

A continuación buscamos una solución particular:

$$\underline{x} = \underline{x}_h + \underline{x}_p \rightarrow \dot{\underline{x}}_h + \dot{\underline{x}}_p = \underline{\underline{B}} \cdot (\underline{x}_h + \underline{x}_p) + \underline{b} \xrightarrow{\dot{\underline{x}}_h - \underline{\underline{B}} \underline{x}_h = 0} \dot{\underline{x}}_p = \underline{\underline{B}} \cdot \underline{x}_p + \underline{b}$$

$$0 = \underline{\underline{B}} \cdot \underline{x}_p + \underline{b} \xrightarrow{|\underline{B}| \neq 0} \underline{x}_p = -\underline{\underline{B}}^{-1} \cdot \underline{b} = - \begin{pmatrix} \frac{(\lambda + 3\mu)}{2(\lambda + \mu)^2} & -\frac{\mu}{2(\lambda + \mu)^2} \\ -\frac{(\lambda - \mu)}{(\lambda + \mu)^2} & -\frac{\lambda}{(\lambda + \mu)^2} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 0 \\ 2\mu \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{\mu^2}{(\lambda + \mu)^2} \\ \frac{2\mu\lambda}{(\lambda + \mu)^2} \end{pmatrix}$$

Se puede comprobar que la solución particular más la homogénea cumplen la ecuación diferencial.

$$\underline{\dot{x}} = \underline{\dot{x}}_h + \underline{\dot{x}}_p \rightarrow \underline{\dot{x}} = \underline{\dot{x}}_h + \underline{\dot{x}}_p = \underline{\underline{B}}\underline{x}_h + 0 \xrightarrow{\underline{\dot{x}} = \underline{\underline{B}} \cdot \underline{x} + \underline{b}} \underline{\underline{B}}\underline{x}_h = \underline{\underline{B}}\underline{x}_h - \underline{\underline{B}}\underline{\underline{B}}^{-1} \cdot \underline{b} + \underline{b} \rightarrow 0 = 0$$

Resultando la solución del sistema:

$$\underline{x} = \underline{x}_h + \underline{x}_p = \begin{pmatrix} P_0 \\ P_1 \end{pmatrix} = C_1 e^{-(\lambda + \mu)t} \begin{pmatrix} \mu/\lambda - \mu \\ 1 \end{pmatrix} + C_2 e^{-2(\lambda + \mu)t} \begin{pmatrix} -1/2 \\ 1 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \frac{\mu^2}{(\lambda + \mu)^2} \\ \frac{2\mu\lambda}{(\lambda + \mu)^2} \end{pmatrix}$$

Con la probabilidad del suceso seguro, se obtiene la probabilidad del estado 2:

$$\begin{aligned} P_0 + P_1 + P_2 &= 1 \rightarrow P_2 = 1 - P_0 - P_1 = \\ &= 1 - \left[\frac{\mu^2}{(\lambda + \mu)^2} + C_1 \frac{\mu}{\lambda - \mu} e^{-(\lambda + \mu)t} - C_2 \frac{1}{2} e^{-2(\lambda + \mu)t} \right] - \\ &- \left[\frac{2\mu\lambda}{(\lambda + \mu)^2} + C_1 e^{-(\lambda + \mu)t} + C_2 e^{-2(\lambda + \mu)t} \right] = \\ &= \frac{\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2} - C_1 \frac{\lambda}{\lambda - \mu} e^{-(\lambda + \mu)t} - \frac{3}{2} C_2 e^{-2(\lambda + \mu)t} \end{aligned}$$

Finalmente las tres probabilidades se pueden expresar de la siguiente manera:

$$\underline{x}_T = \underline{x}_{h_T} + \underline{x}_{p_T} = \begin{pmatrix} P_0 \\ P_1 \\ P_2 \end{pmatrix} = C_1 e^{-(\lambda + \mu)t} \begin{pmatrix} \mu/\lambda - \mu \\ 1 \\ -\lambda \\ \lambda - \mu \end{pmatrix} + C_2 e^{-2(\lambda + \mu)t} \begin{pmatrix} -1/2 \\ 1 \\ -3 \\ 2 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \frac{\mu^2}{(\lambda + \mu)^2} \\ \frac{2\mu\lambda}{(\lambda + \mu)^2} \\ \frac{\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2} \end{pmatrix}$$

CALCULO DE LAS CONSTANTES (CONDICIONES INICIALES)

El siguiente paso será obtener las constantes, a través de la condición inicial (que se encuentre en el estado 0):

$$\begin{pmatrix} P_0(0) \\ P_1(0) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \end{pmatrix}$$

$$\underline{b}_2 = \underline{D} \cdot \underline{C} \rightarrow \begin{pmatrix} \lambda \frac{\lambda + 2\mu}{(\lambda + \mu)^2} \\ -\frac{2\mu\lambda}{(\lambda + \mu)^2} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \mu/\lambda - \mu & -1/2 \\ 1 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} C_1 \\ C_2 \end{pmatrix}$$

$$\begin{aligned} \underline{C} = \underline{D}^{-1} \cdot \underline{b}_2 &\rightarrow \begin{pmatrix} C_1 \\ C_2 \end{pmatrix} = \underbrace{\frac{2(\lambda - \mu)}{(\lambda + \mu)} \begin{pmatrix} 1 & 1/2 \\ -1 & \mu/(\lambda - \mu) \end{pmatrix}}_{\underline{D}^{-1}} \underbrace{\frac{1}{(\lambda + \mu)^2} \begin{pmatrix} \lambda(\lambda + 2\mu) \\ -2\mu\lambda \end{pmatrix}}_{\underline{b}_2} = \\ &= \frac{2(\lambda - \mu)}{(\lambda + \mu)^3} \begin{pmatrix} 1 & 1/2 \\ -1 & \mu/(\lambda - \mu) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \lambda(\lambda + 2\mu) \\ -2\mu\lambda \end{pmatrix} = \frac{2(\lambda - \mu)}{(\lambda + \mu)^3} \begin{pmatrix} \lambda(\lambda + \mu) \\ -\lambda^2(\lambda + \mu)/(\lambda - \mu) \end{pmatrix} \end{aligned}$$

$$\underline{x} = \begin{pmatrix} P_0 \\ P_1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{\mu^2}{(\lambda + \mu)^2} \\ \frac{2\mu\lambda}{(\lambda + \mu)^2} \end{pmatrix} + \frac{2\lambda(\lambda - \mu)}{(\lambda + \mu)^2} \begin{pmatrix} \mu/\lambda - \mu \\ 1 \end{pmatrix} e^{-(\lambda + \mu)t} - \frac{2\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2} \begin{pmatrix} -1/2 \\ 1 \end{pmatrix} e^{-2(\lambda + \mu)t}$$

$$P_0 = \frac{\mu^2}{(\lambda + \mu)^2} + \frac{2\lambda\mu}{(\lambda + \mu)^2} e^{-(\lambda + \mu)t} + \frac{\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2} e^{-2(\lambda + \mu)t}$$

$$P_1 = \frac{2\mu\lambda}{(\lambda + \mu)^2} + \frac{2\lambda(\lambda - \mu)}{(\lambda + \mu)^2} e^{-(\lambda + \mu)t} - \frac{2\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2} e^{-2(\lambda + \mu)t}$$

$$\begin{aligned} P_0 + P_1 + P_2 = 1 &\rightarrow P_2 = 1 - P_0 - P_1 = \\ &= 1 - \left[\frac{\mu^2}{(\lambda + \mu)^2} + \frac{2\lambda\mu}{(\lambda + \mu)^2} e^{-(\lambda + \mu)t} + \frac{\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2} e^{-2(\lambda + \mu)t} \right] - \\ &- \left[\frac{2\mu\lambda}{(\lambda + \mu)^2} + \frac{2\lambda(\lambda - \mu)}{(\lambda + \mu)^2} e^{-(\lambda + \mu)t} - \frac{2\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2} e^{-2(\lambda + \mu)t} \right] = \\ &= \frac{\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2} - \frac{2\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2} e^{-(\lambda + \mu)t} + \frac{\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2} e^{-2(\lambda + \mu)t} = P_2 \end{aligned}$$

Concluyendo finalmente con las expresiones de las probabilidades:

$$P_0 = \frac{\mu^2}{(\lambda + \mu)^2} + \frac{2\lambda\mu}{(\lambda + \mu)^2} e^{-(\lambda + \mu)t} + \frac{\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2} e^{-2(\lambda + \mu)t}$$

$$P_1 = \frac{2\mu\lambda}{(\lambda + \mu)^2} + \frac{2\lambda(\lambda - \mu)}{(\lambda + \mu)^2} e^{-(\lambda + \mu)t} - \frac{2\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2} e^{-2(\lambda + \mu)t}$$

$$P_2 = \frac{\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2} - \frac{2\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2} e^{-(\lambda + \mu)t} + \frac{\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2} e^{-2(\lambda + \mu)t}$$

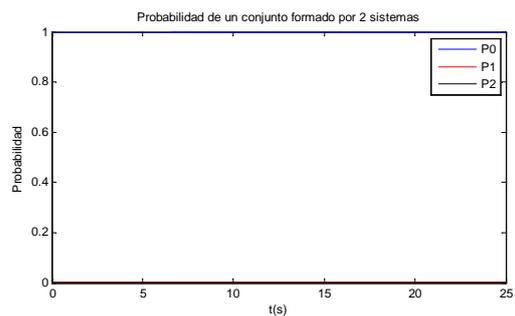
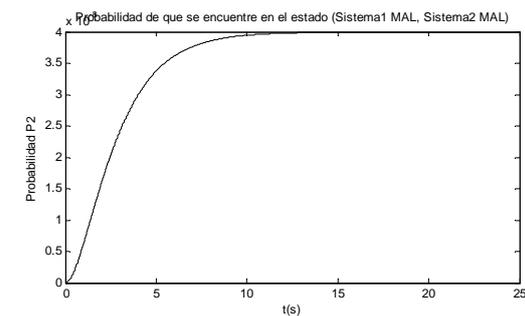
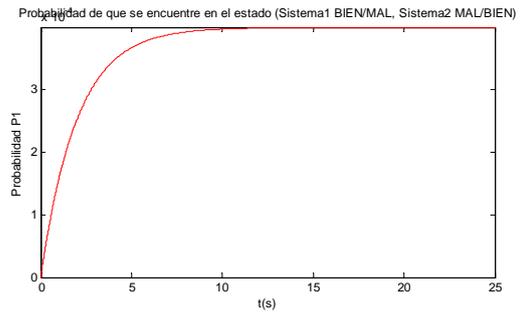
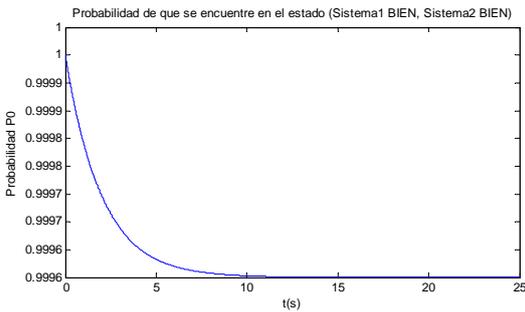
EJEMPLO:

Para $\lambda = 10^{-4} h^{-1}$; $\mu = 0.5 h^{-1}$:

$$P_0 = 0.999600119968008 + 0.000399840047987 e^{-0.5001t} + 0.3998410^{-7} e^{-1.0002t}$$

$$P_1 = 0.00039984004798 - 0.000399760079978 e^{-0.5001t} - 0.7996810^{-7} e^{-1.0002t}$$

$$P_2 = 0.000000039984005 - 0.000000079968009 e^{-0.5001t} + 0.3998410^{-7} e^{-1.0002t}$$





Sistemas para la Navegación Aérea

Tema 2: Características generales de los Sistemas para la Navegación Aérea



POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Requisitos sobre “prestaciones de Navegación” (RNP):

Para medir la "calidad" de un equipo componente del SNA, cuando éste produce información útil para la navegación o circulación aérea, es decir, un servicio, se han definido, entre otros, los conceptos de:

- Exactitud (A)
- Integridad (I)
- Fiabilidad (R) / Continuidad de Servicio (CS)
- Disponibilidad (A)



POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Requisitos sobre “prestaciones de Navegación” (RNP):

CONCEPTO	VALOR IDEAL	SU FALLO PRODUCE:
EXACTITUD	--	Posicionamiento fuera de los límites de tolerancia
INTEGRIDAD	I=1	Emisión de señales fuera de los márgenes de tolerancia especificados inadvertidamente
CONTINUIDAD DE SERVICIO	CS=1	Suspensión imprevista de la señal durante el tiempo en que están siendo utilizadas
DISPONIBILIDAD	A=1	Ausencia de señales durante el periodo especificado



POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Requisitos sobre “prestaciones de Navegación”, Fiabilidad:

□ La OACI define el término de confiabilidad (o fiabilidad) para una instalación como "**probabilidad de que una instalación funcione dentro de las tolerancias especificadas**", en textos especializados se da una definición más precisa de este concepto, al que se denomina "fiabilidad" (reliability, $R(t)$):

□ "**probabilidad de que la instalación no haya fallado antes de un tiempo (t)**", es decir, es una función del tiempo que cumple las condiciones límite siguientes:

$$R(0) = 1$$

$$R(\infty) = 0$$

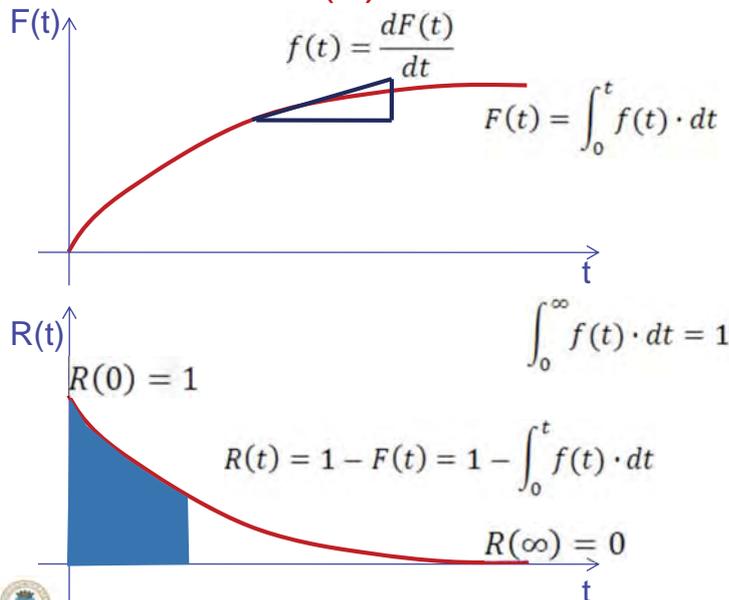


POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Requisitos sobre “prestaciones de Navegación”, Fiabilidad (1):



F(t): Probabilidad de que el sistema haya fallado en el instante (t).

R(t)=1- F(t), Probabilidad de que el sistema no haya fallado todavía en el instante (t).

f(t): función de densidad de probabilidad (pdf) de fallo en el instante (t)



Sistemas para la Navegación Aérea

Requisitos sobre “prestaciones de Navegación”, Fiabilidad (2):

Vida media (MTBF) y fiabilidad:

□ MTBF de un equipo a la esperanza matemática del tiempo libre de fallo, es decir, aquel que cumple:

$$MTBF \cdot \int_0^{\infty} f(t) \cdot dt = \int_0^{\infty} t \cdot f(t) \cdot dt$$

$$MTBF = \int_0^{\infty} t \cdot f(t) \cdot dt$$

□ En función de la fiabilidad (R):

$$MTBF = \int_0^{\infty} t \cdot dF(t) = \int_0^{\infty} t \cdot d(1 - R(t)) = - \int_0^{\infty} t \cdot dR(t) =$$

$$- [t \cdot R(t)]_0^{\infty} + \int_0^{\infty} R(t) \cdot dt \rightarrow MTBF = \int_0^{\infty} R(t) \cdot dt$$



Sistemas para la Navegación Aérea

Requisitos sobre “prestaciones de Navegación”, Fiabilidad (3):

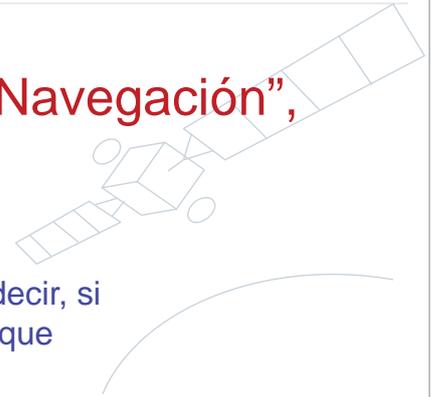
Tasa de fallos (λ) y fiabilidad:

Es la probabilidad relativa de fallo en el tiempo t . Es decir, si la fiabilidad varía en un intervalo de tiempo Δt , es porque hay probabilidad de que en este intervalo exista fallo.

$$\lambda(t) = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{R(t) - R(t + \Delta t)}{\Delta t \cdot R(t)}$$

□ Integrando:

$$\ln(R(t)) = - \int_0^t \lambda(t) \cdot dt \quad \rightarrow \quad R(t) = e^{-\int_0^t \lambda(t) \cdot dt}$$



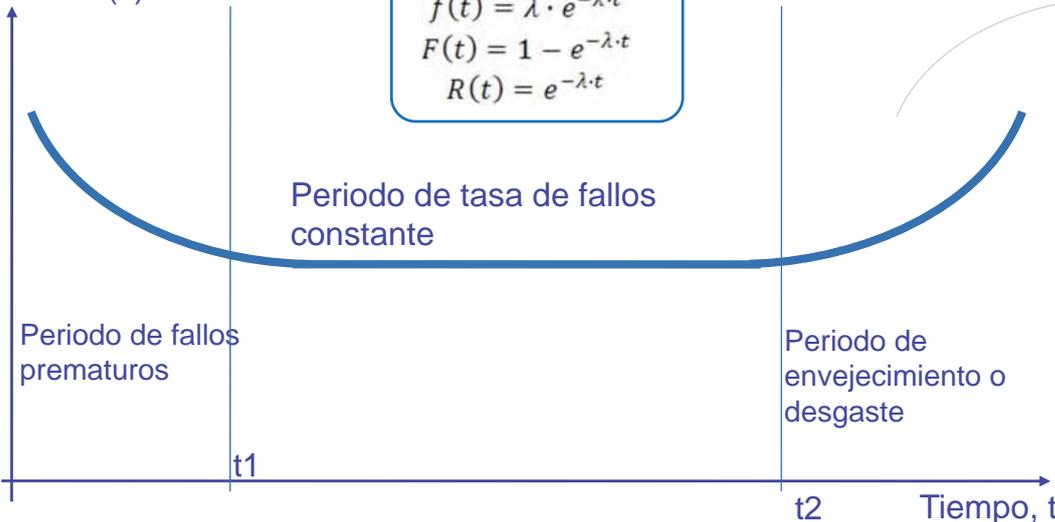
POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Requisitos sobre “prestaciones de Navegación”, Fiabilidad (4):

Tasa de fallos (λ)



$$\begin{aligned} f(t) &= \lambda \cdot e^{-\lambda \cdot t} \\ F(t) &= 1 - e^{-\lambda \cdot t} \\ R(t) &= e^{-\lambda \cdot t} \end{aligned}$$



POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

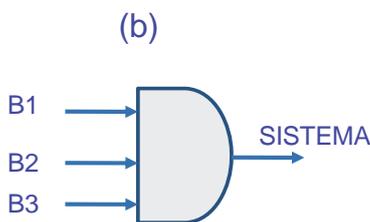
Requisitos sobre “prestaciones de Navegación”, Fiabilidad (5):



Fiabilidad de conjuntos en serie:



(a)



(b)

(c)

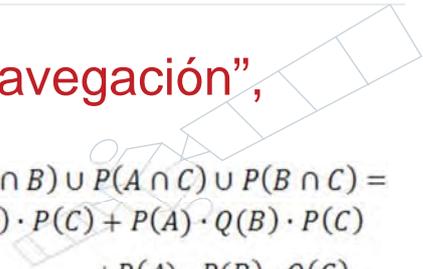
B1	B2	B3	E/F (0/1)	SISTEMA
0	0	0	0	
0	0	1	0	
0	1	0	0	
0	1	1	0	
1	0	0	0	
1	0	1	0	
1	1	0	0	
1	1	1	1	P1.P2.P3

$$R(t) = R_1(t) \cdot R_2(t) \cdot R_3(t) \dots = \prod_{i=1}^n R_i(t) \rightarrow R(t) = e^{-(\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3 + \dots) \cdot t}$$



Sistemas para la Navegación Aérea

Requisitos sobre “prestaciones de Navegación”, Fiabilidad (y 6):

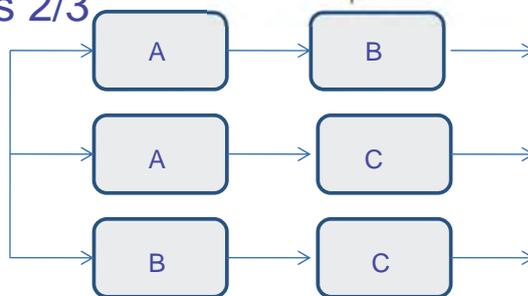


Fiabilidad de
Conjuntos 2/3

$$P(S) = P(A \cap B) \cup P(A \cap C) \cup P(B \cap C) =$$

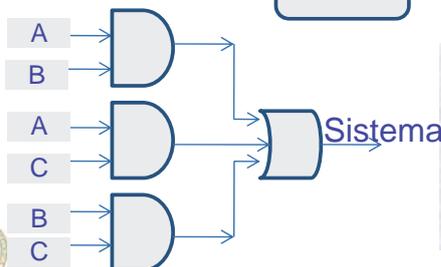
$$= P(A) \cdot P(B) \cdot P(C) + Q(A) \cdot P(B) \cdot P(C) + P(A) \cdot Q(B) \cdot P(C)$$

$$+ P(A) \cdot P(B) \cdot Q(C)$$



$$P(S) = P^2 \cdot [2P^2 - 4P + 3]$$

$$P(S) = \sum_{i=0}^{n-m} \binom{n}{i} P^{n-i} \cdot Q^i$$



A	B	C	E/F (0/1)	SISTEMA
0	0	0	0	
0	0	1	0	
0	1	0	0	
0	1	1	1	QA.PB.PC
1	0	0	0	
1	0	1	1	PA.QB.PC
1	1	0	1	PA.PB.QC
1	1	1	1	PA.PB.PC





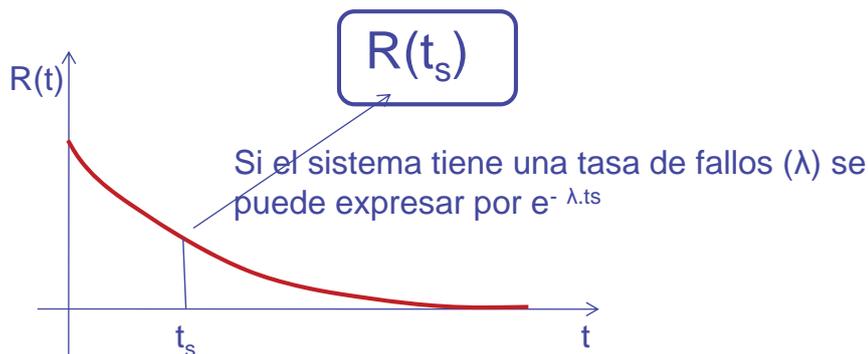
Sistemas para la Navegación Aérea

Requisitos sobre “prestaciones de Navegación”, Continuidad de Servicio (CS):

Es la probabilidad de que el sistema no falle mientras se está utilizando. Se requiere:

- Tiempo de uso del sistema (t_s),
- Fiabilidad ($R(t)$)

Se define como:



Sistemas para la Navegación Aérea

Requisitos sobre “prestaciones de Navegación”, Disponibilidad (1):

Concepto OACI : "relación que existe entre el tiempo real de funcionamiento y el tiempo de funcionamiento en el que esta instalación es requerida, o está especificada como operativa".

$$A = \frac{\sum_{1}^n t_{fri}}{T_e}$$

- A = disponibilidad
 n = número de veces en que la instalación se encuentra "fuera de servicio" por cualquier causa,
 dentro del tiempo especificado.
 t_{fri} = tiempos parciales de funcionamiento real
 T_e = tiempo especificado como operativo.

$$MTBF = \frac{\sum_{1}^n t_{fri}}{n}$$

$$MTTR = \frac{\sum_{1}^n t_{m/i}}{n}$$

$$A = \frac{MTBF}{MTBF + MTTR}$$

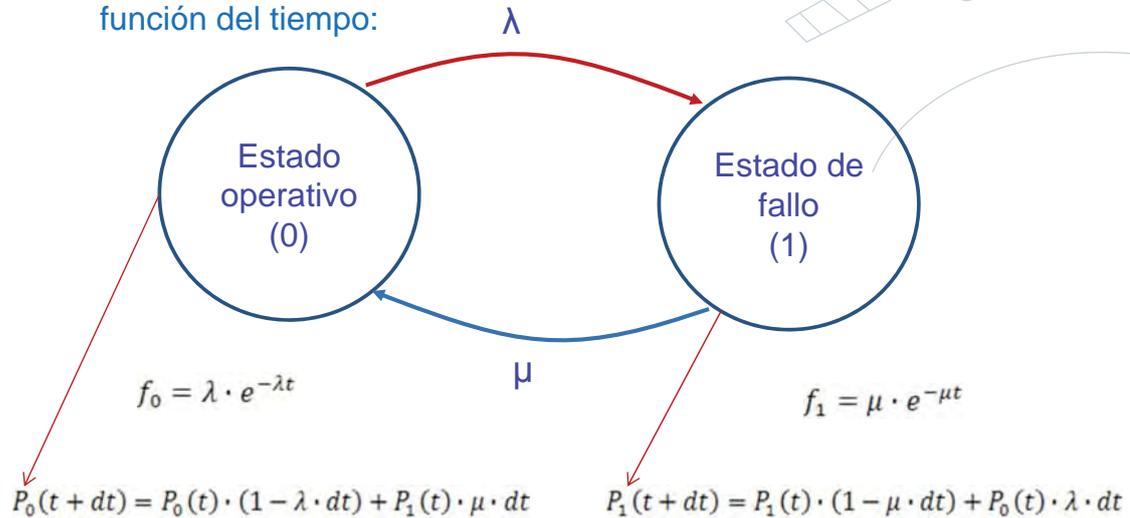




Sistemas para la Navegación Aérea

Requisitos sobre “prestaciones de Navegación”, Disponibilidad (2):

Estados posibles de un sistema simple y probabilidades en función del tiempo:



Sistemas para la Navegación Aérea

Requisitos sobre “prestaciones de Navegación”, Disponibilidad (3):

Variaciones temporales de probabilidades de estados de funcionamiento y fallo (recordar $P_1 + P_0 = 1$)

$$P_1(t + dt) = P_1(t) \cdot (1 - \mu \cdot dt) + P_0(t) \cdot \lambda \cdot dt$$

$$P_0(t + dt) = P_0(t) \cdot (1 - \lambda \cdot dt) + P_1(t) \cdot \mu \cdot dt$$



$$P'_0 = -\lambda \cdot P_0 + \mu \cdot P_1$$

$$P'_1 = \lambda \cdot P_0 - \mu \cdot P_1$$

$$P_0 = \frac{\mu}{\lambda + \mu} + \lambda \cdot \frac{e^{-(\lambda + \mu)t}}{\lambda + \mu}$$

$$P_1 = \frac{\lambda}{\lambda + \mu} - \mu \cdot \frac{e^{-(\lambda + \mu)t}}{\lambda + \mu}$$

En régimen estacionario:

$$P_0 = \frac{\mu}{\lambda + \mu} = \frac{MTBF}{MTBF + MTTR}$$

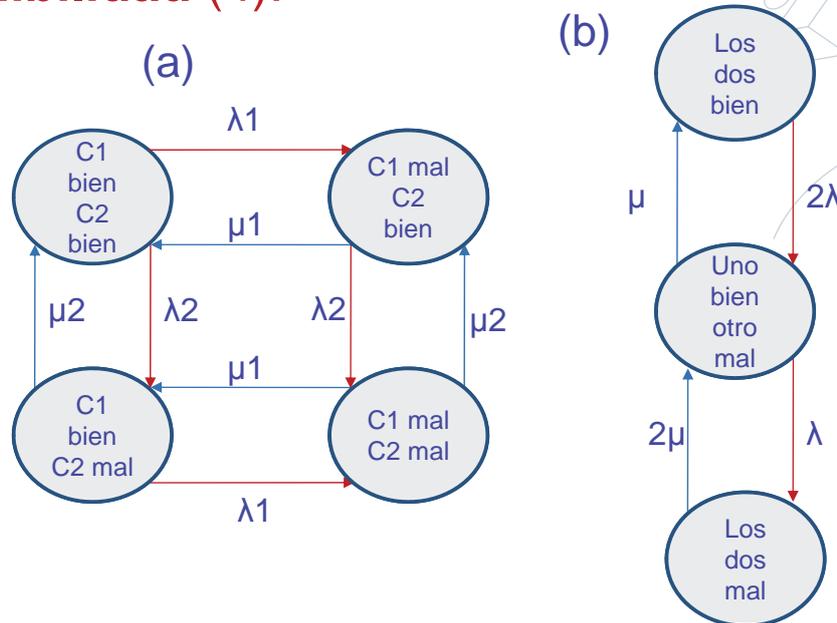
$$P_1 = \frac{\lambda}{\lambda + \mu} = \frac{MTTR}{MTBF + MTTR}$$





Sistemas para la Navegación Aérea

Requisitos sobre “prestaciones de Navegación”, Disponibilidad (4):



Sistemas para la Navegación Aérea

Requisitos sobre “prestaciones de Navegación”, Disponibilidad (5):

Disponibilidad para el caso de redundancia doble, las ecuaciones de partida son:

$$\begin{aligned}
 P_0(t + dt) &= P_0(t) \cdot (1 - 2 \cdot \lambda \cdot dt) + P_1(t) \cdot \mu \cdot dt \\
 P_1(t + dt) &= P_0(t) \cdot \lambda dt + P_1(t) \cdot (1 - \mu dt) \cdot (1 - \lambda dt) + P_2(t) \cdot 2 \cdot \mu dt \\
 P_2(t + dt) &= P_1(t) \cdot \lambda \cdot dt + P_2(t) \cdot (1 - 2 \cdot \mu \cdot dt)
 \end{aligned}$$

Que se convierten en:

$$\begin{aligned}
 P_0' &= -2 \cdot \lambda \cdot P_0 + \mu \cdot P_1 \\
 P_1' &= 2 \cdot \lambda \cdot P_0 - (\lambda + \mu) \cdot P_1 + 2 \cdot \mu \cdot P_2 \\
 P_2' &= \lambda \cdot P_1 - 2 \cdot \mu \cdot P_2
 \end{aligned}$$

Y se resuelven, dando:

$$\begin{aligned}
 P_0 &= \frac{\mu^2}{(\lambda + \mu)^2} + 2 \cdot \lambda \cdot \frac{\mu}{(\lambda + \mu)^2} \cdot e^{-(\lambda + \mu)t} + \frac{\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2} \cdot e^{-2 \cdot (\lambda + \mu)t} \\
 P_1 &= 2 \cdot \lambda \cdot \frac{\mu}{(\lambda + \mu)^2} + \frac{(\lambda - \mu)}{(\lambda + \mu)^2} \cdot e^{-(\lambda + \mu)t} - 2 \cdot \frac{\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2} \cdot e^{-2 \cdot (\lambda + \mu)t} \\
 P_2 &= \frac{\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2} - 2 \cdot \frac{\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2} \cdot e^{-(\lambda + \mu)t} + \frac{\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2} \cdot e^{-2 \cdot (\lambda + \mu)t}
 \end{aligned}$$

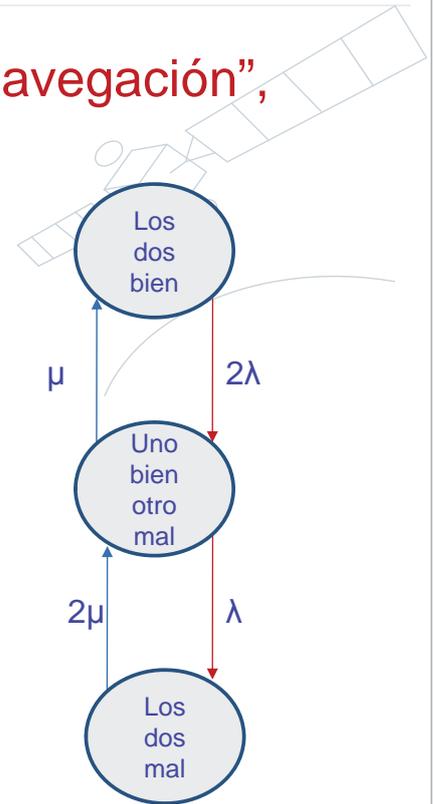


Sistemas para la Navegación Aérea

Requisitos sobre “prestaciones de Navegación”,
Disponibilidad (y 6):

$$A = 1 - P_2$$

$$A = 1 - \frac{\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2}$$

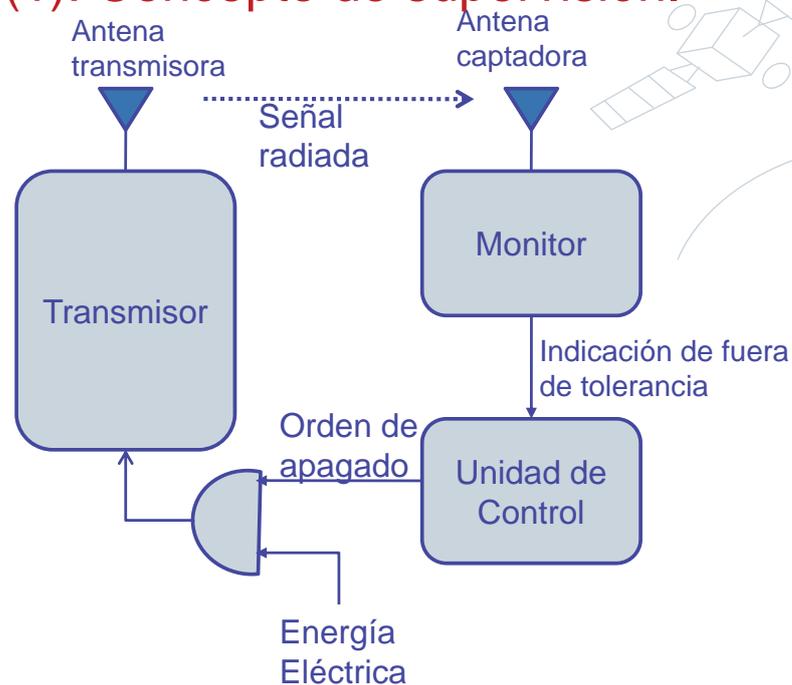


POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Requisitos sobre “prestaciones de Navegación”,
Integridad (1): Concepto de supervisión.

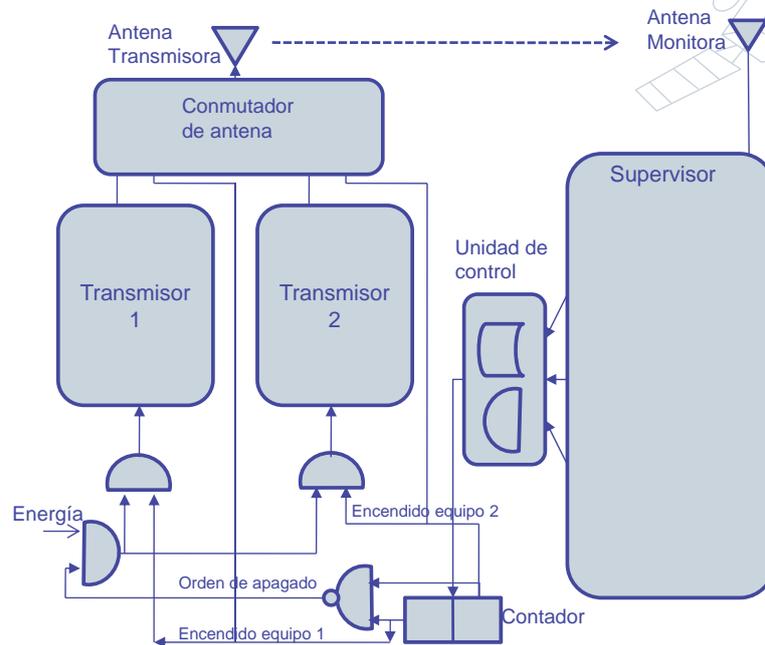


POLITÉCNICA



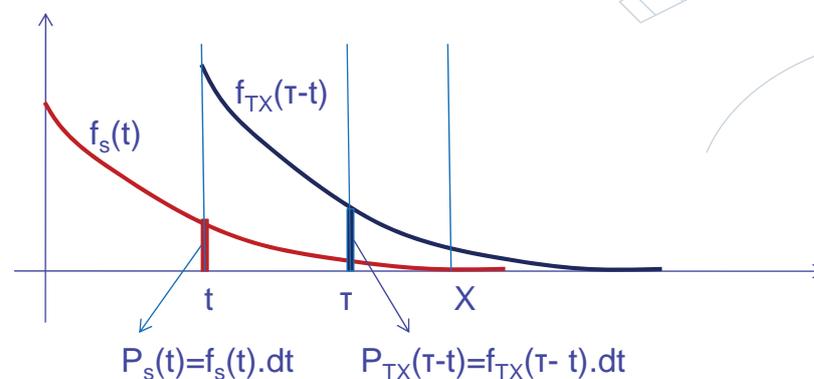
Sistemas para la Navegación Aérea

Requisitos sobre “prestaciones de Navegación”,
Integridad (2): Integridad vs. Disponibilidad y CS.



Sistemas para la Navegación Aérea

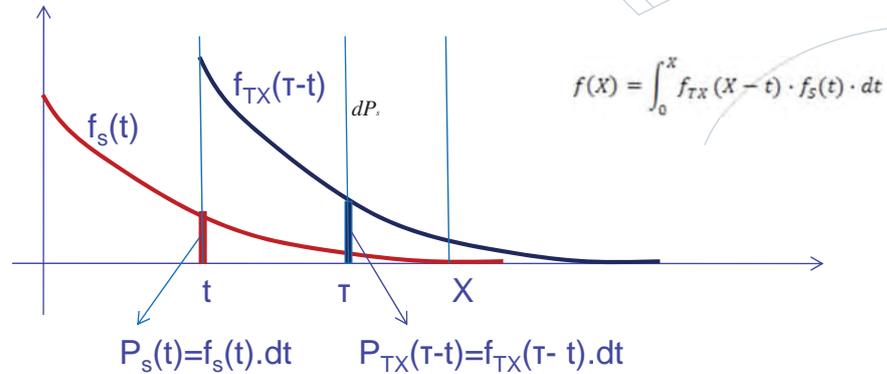
Requisitos sobre “prestaciones de Navegación”,
Integridad (3): curvas de densidad de probabilidad para la determinación de la integridad.





Sistemas para la Navegación Aérea

Requisitos sobre “prestaciones de Navegación”,
Integridad (4): Probabilidad de fallo de integridad en τ .

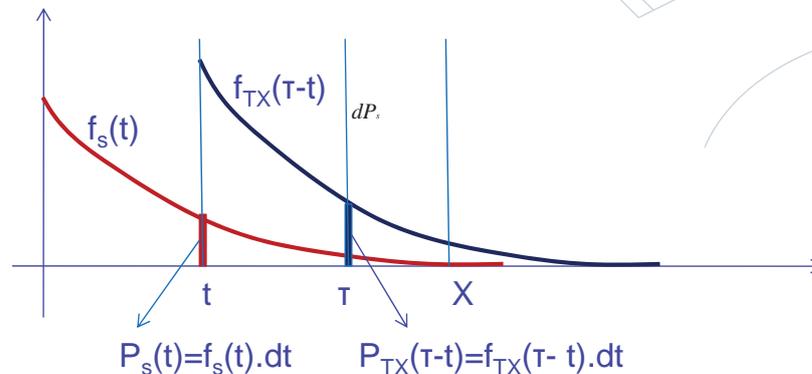


$$dP_I(\tau) = \int_0^\tau f_s(t) \cdot dt \cdot f_{TX}(\tau-t) \cdot d\tau \rightarrow f_I(\tau) = \frac{dP_i}{d\tau} = \int_0^\tau f_s(t) \cdot f_{TX}(\tau-t) \cdot dt$$



Sistemas para la Navegación Aérea

Requisitos sobre “prestaciones de Navegación”,
Integridad (5): Probabilidad de fallo de integridad en cualquier tiempo (t) anterior a (X).



$$P_I(X) = \int_0^X \int_0^\tau f_s(t) \cdot dt \cdot f_{TX}(\tau-t) \cdot d\tau$$



Sistemas para la Navegación Aérea

Requisitos sobre “prestaciones de Navegación”,
Integridad (y 6): Probabilidad de fallo de integridad, fórmulas.



$$f(\tau) = \int_0^{\tau} f_{TX}(\tau - t) \cdot f_S(t) \cdot dt$$

$$f(\tau) = \frac{\lambda_S \cdot \lambda_{TX}}{\lambda_S - \lambda_{TX}} \cdot (e^{-\lambda_{TX} \cdot \tau} - e^{-\lambda_S \cdot \tau})$$

$$f(\tau) = \lambda_S \cdot \lambda_{TX} \cdot \tau$$

$$P_I(X) = \int_0^X f(\tau) \cdot dt = \frac{\lambda_S \cdot \lambda_{TX}}{2} \cdot X^2$$

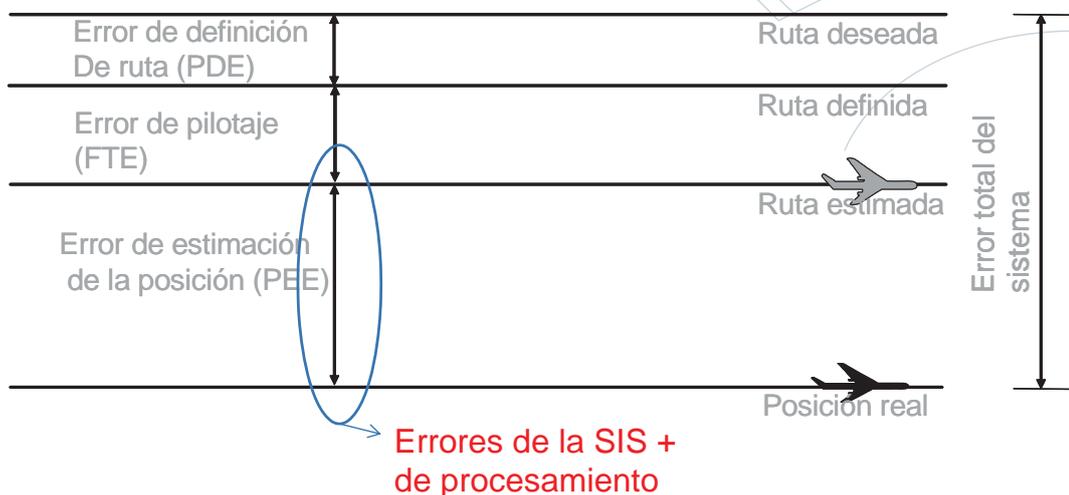


POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Requisitos sobre “prestaciones de Navegación”,
Exactitud (1)

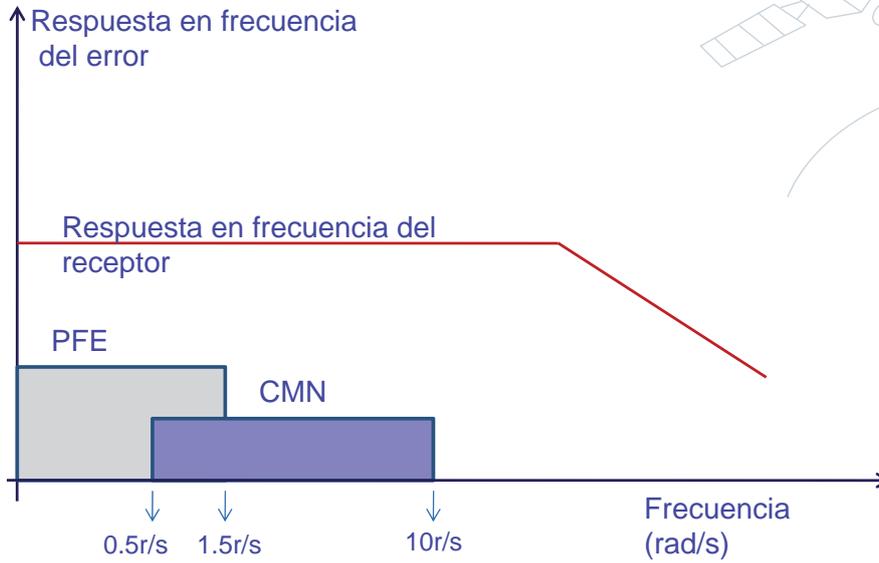


POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Requisitos sobre “prestaciones de Navegación”, Exactitud (2)



Problema Tema 1: Características operacionales de los equipos del SNA

Javier García-Heras Carretero
Curso 2012-2013
Sistemas de Navegación y Aviónica

Problema 1

Se tiene un sistema formado por dos transmisores y dos supervisores. Para realizar la instalación definitiva se pide estudiar la siguientes configuraciones:

- Configuración 1: Al menos un transmisor y un supervisor debe estar en funcionamiento.
- Configuración 2: Ambos transmisores y supervisores funcionando para que el sistema esté en funcionamiento.

Problema 1

Se tiene:

- $\lambda_{Tx1} = \lambda_{Tx2} = 2$ fallos cada 8 meses
- $\lambda_{S1} = \lambda_{S2} = 4$ fallos 2 años
- $\mu_{Tx1} = \mu_{Tx2} = 0,8$ reparaciones cada hora
- $\mu_{S1} = \mu_{S2} = 0,2$ reparaciones cada hora
- Valores de integridad:
 - Tiempo entre revisiones: 8 minutos
 - $\lambda_{Tx1} = \lambda_{Tx2} = 1$ fallos cada 9 meses
 - $\lambda_{S1} = \lambda_{S2} = 1$ fallos cada 2 años

Problema 1

	Tx1/Tx2 ; S1/S2	Tx1+Tx2 ; S1+S2
Continuidad de Servicio (2h)		
Disponibilidad		
Integridad		

Problema 1

Solución

- Fiabilidad

Configuración 1:

$$P(t) = e^{-\lambda t}$$

$$Q(t) = 1 - P(t)$$

Nº	Tx1	Tx2	S1	S2	E/F	Sistema
0	0	0	0	0	0	
1	0	0	0	1	0	
2	0	0	1	0	0	
3	0	0	1	1	0	
4	0	1	0	0	0	
5	0	1	0	1	1	Qtx·Ptx·Qs·Ps
6	0	1	1	0	1	Qtx·Ptx·Ps·Qs
7	0	1	1	1	1	Qtx·Ptx·Ps·Ps
8	1	0	0	0	0	
9	1	0	0	1	1	Ptx·Qtx·Qs·Ps
10	1	0	1	0	1	Ptx·Qtx·Ps·Qs
11	1	0	1	1	1	Ptx·Qtx·Ps·Ps
12	1	1	0	0	0	
13	1	1	0	1	1	Ptx·Ptx·Qs·Ps
14	1	1	1	0	1	Ptx·Ptx·Ps·Qs
15	1	1	1	1	1	Ptx·Ptx·Ps·Ps

Problema 1

Solución

- Fiabilidad

Configuración 2:

$$P(t) = e^{-\lambda t}$$

$$Q(t) = 1 - P(t)$$

Nº	Tx1	Tx2	S1	S2	E/F	Sistema
0	0	0	0	0	0	
1	0	0	0	1	0	
2	0	0	1	0	0	
3	0	0	1	1	0	
4	0	1	0	0	0	
5	0	1	0	1	0	
6	0	1	1	0	0	
7	0	1	1	1	0	
8	1	0	0	0	0	
9	1	0	0	1	0	
10	1	0	1	0	0	
11	1	0	1	1	0	
12	1	1	0	0	0	
13	1	1	0	1	0	
14	1	1	1	0	0	
15	1	1	1	1	1	Ptx·Ptx·Ps·Ps

Problema 1. Solución

- Fiabilidad:
 - Configuración 1

$$\begin{aligned} R_1(t) &= 4 \cdot Q_{tx} \cdot P_{tx} \cdot Q_s \cdot P_s + 2 \cdot Q_{tx} \cdot P_{tx} \cdot P_s \cdot P_s + \\ &+ 2 \cdot P_{tx} \cdot P_{tx} \cdot Q_s \cdot P_s + P_{tx} \cdot P_{tx} \cdot P_s \cdot P_s \rightarrow \\ &\rightarrow CS(2h) = 0.99999932 \end{aligned}$$

- Configuración 2

$$R_2(t) = P_{tx} \cdot P_{tx} \cdot P_s \cdot P_s \rightarrow CS(2h) = 0.9977195$$

Problema 1

	Tx1/Tx2 ; S1/S2	Tx1+Tx2 ; S1+S2
Continuidad de Servicio (2h)	0.99999932	0.9977195
Disponibilidad		
Integridad		

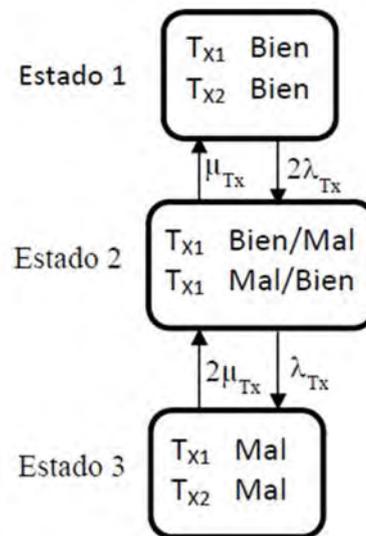
Problema 1. Solución

- Disponibilidad

$$P_1(t) = \frac{\mu_{Tx}^2}{(\lambda_{Tx} + \mu_{Tx})^2}$$

$$P_2(t) = \frac{2\mu_{Tx}\lambda_{Tx}}{(\lambda_{Tx} + \mu_{Tx})^2}$$

$$P_3(t) = \frac{\lambda_{Tx}^2}{(\lambda_{Tx} + \mu_{Tx})^2}$$



Problema 1. Solución

- Disponibilidad:
 - Configuración 1

$$A_{1Tx}(t) = 1 - \frac{\lambda_{Tx}^2}{(\lambda_{Tx} + \mu_{Tx})^2}$$

$$A_{1S}(t) = 1 - \frac{\lambda_S^2}{(\lambda_S + \mu_S)^2}$$

$$A_1(t) = A_{1Tx}(t) \cdot A_{1S}(t) = 0.99999851$$

Problema 1. Solución

- Disponibilidad:
 - Configuración 2

$$A_{2Tx}(t) = \frac{\mu_{2Tx}^2}{(\lambda_{2Tx} + \mu_{2Tx})^2}$$

$$A_{2S}(t) = \frac{\mu_{2S}^2}{(\lambda_{2S} + \mu_{2S})^2}$$

$$A_2(t) = A_{2Tx}(t) \cdot A_{2S}(t) = 0.99686713$$

Problema 1

	Tx1/Tx2 ; S1/S2	Tx1+Tx2 ; S1+S2
Continuidad de Servicio (2h)	0.99999932	0.9977195
Disponibilidad	0.99999851	0.99686713
Integridad		

Problema 1. Solución

- Integridad
 - Configuración 1
 - Calcular la función de densidad de los supervisores:

S1	S2	E/F
0	0	0
0	1	1
1	0	1
1	1	1

$$R(t) = 1 - F(t) \rightarrow f(t) = \frac{dF(t)}{dt} = -\frac{dR(t)}{dt}$$

$$R_{1S}(t) = 2e^{-\lambda_s t} - e^{-2\lambda_s t} \rightarrow \frac{dR_{1S}(t)}{dt} = -2\lambda_s e^{-\lambda_s t} + 2\lambda_s e^{-2\lambda_s t}$$

Problema 1. Solución

- Integridad
 - Configuración 1
 - Calcular la función de densidad de los supervisores:

$$f_{1S}(t) = 2\lambda_s e^{-\lambda_s t} - 2\lambda_s e^{-2\lambda_s t}$$

Problema 1. Solución

- Integridad
 - Configuración 1
 - Cálculo de la Función de densidad para el fallo de integridad del conjunto

$$\begin{aligned} f_1(X) &= \int_0^X f_{Tx}(X-t) \cdot f_{1s}(t) \cdot dt = \\ &= 2\lambda_s \lambda_{Tx} \int_0^X e^{-\lambda_{Tx}(X-t)} (e^{-\lambda_s \cdot t} - e^{-2 \cdot \lambda_s \cdot t}) \cdot dt = \\ &= \frac{-2\lambda_s \lambda_{Tx}}{\lambda_s - \lambda_{Tx}} (e^{-\lambda_s \cdot X} - e^{-\lambda_{Tx} \cdot X}) + \frac{2\lambda_s \lambda_{Tx}}{2\lambda_s - \lambda_{Tx}} (e^{-2\lambda_s \cdot X} - e^{-\lambda_{Tx} \cdot X}) \end{aligned}$$

Problema 1. Solución

- Integridad
 - Configuración 1
 - Calculo del Riesgo de integridad

$$\begin{aligned} R_1 &= \int_0^{t_{rs}} f_1(X) \cdot dX = \\ &= \int_0^{t_{rs}} \left(\frac{-2\lambda_s \lambda_{Tx}}{\lambda_s - \lambda_{Tx}} (e^{-\lambda_s \cdot X} - e^{-\lambda_{Tx} \cdot X}) + \frac{2\lambda_s \lambda_{Tx}}{2\lambda_s - \lambda_{Tx}} (e^{-2\lambda_s \cdot X} - e^{-\lambda_{Tx} \cdot X}) \right) dX \end{aligned}$$

Problema 1. Solución

- Integridad
 - Configuración 1
 - Calculo del Riesgo de integridad

$$\begin{aligned} R_1 &= \frac{2\lambda_{Tx}}{\lambda_s - \lambda_{Tx}} \left(e^{-\lambda_s \cdot t_{rs}} - 1 \right) - \frac{2\lambda_s}{\lambda_s - \lambda_{Tx}} \left(e^{-\lambda_{Tx} \cdot t_{rs}} - 1 \right) - \\ &- \frac{\lambda_{Tx}}{2\lambda_s - \lambda_{Tx}} \left(e^{-2\lambda_s \cdot t_{rs}} - 1 \right) + \frac{2\lambda_s}{2\lambda_s - \lambda_{Tx}} \left(e^{-\lambda_{Tx} \cdot t_{rs}} - 1 \right) = \\ &= 7.1055222252910943 \cdot 10^{16} \end{aligned}$$

- Calculo de la Integridad:

$$I_1 = 1 - R_1 = 0.999999999999999933$$

Problema 1. Solución

- Integridad
 - Configuración 2
 - Calcular la función de densidad de los supervisores:

S1	S2	E/F
0	0	0
0	1	0
1	0	0
1	1	1

$$R_{2S}(t) = e^{-2\lambda_s t} \rightarrow \frac{dR_{2S}(t)}{dt} = -2\lambda_s e^{-2\lambda_s t}$$

$$f_{2S}(t) = 2\lambda_s e^{-2\lambda_s t}$$

Problema 1. Solución

- Integridad
 - Configuración 2
 - Cálculo de la Función de densidad para el fallo de integridad del conjunto

$$\begin{aligned} f_2(X) &= \int_0^X f_{tX}(X-t) \cdot f_{2S}(t) \cdot dt = \\ &= 2\lambda_s \lambda_{Tx} \int_0^X e^{-\lambda_{Tx}(X-t)} e^{-2\lambda_s \cdot t} \cdot dt = \\ &= -\frac{2\lambda_s \lambda_{Tx}}{2\lambda_s - \lambda_{Tx}} \left(e^{-2\lambda_s X} - e^{-\lambda_{Tx} X} \right) \end{aligned}$$

Problema 1. Solución

- Integridad
 - Configuración 1
 - Calculo del Riesgo de integridad

$$\begin{aligned} R_2 &= \int_0^{t_{rs}} f_2(X) \cdot dX = -\frac{2\lambda_s \lambda_{Tx}}{2\lambda_s - \lambda_{Tx}} \int_0^{t_{rs}} \left(e^{-2\lambda_s X} - e^{-\lambda_{Tx} X} \right) dX = \\ &= \frac{\lambda_{Tx}}{2\lambda_s - \lambda_{Tx}} \left(e^{-2\lambda_s \cdot t_{rs}} - 1 \right) - \frac{2\lambda_s}{2\lambda_s - \lambda_{Tx}} \left(e^{-\lambda_{Tx} \cdot t_{rs}} - 1 \right) = \\ &= 1.5444445721645881e-010 \end{aligned}$$

- Calculo de la Integridad:

$$I = 1 - R = 0.99999999984555554$$

Problema 1

	Tx1/Tx2 ; S1/S2	Tx1+Tx2 ; S1+S2
Continuidad de Servicio (2h)	0.99999932	0.9977195
Disponibilidad	0.99999851	0.99686713
Integridad	0.99999999999999933	0.999999998455554

EJERCICIO CAPÍTULO 1

Una estación DME ubicado en el aeropuerto de Alicante para dar cobertura únicamente a la aproximación dispone de una configuración dual formada por dos transmisores y dos supervisores. Ésta está operativa desde las 6 horas hasta las 24 horas. Durante el año 2011 ha fallado el Tx1 en cuatro ocasiones:

- I. De 23h a 7h,
- II. De 22h a 10h,
- III. De 5h a 10h,
- IV. De 15h a 19h.

En el caso de los supervisores, la primera vez que se produjo un fallo fue de 15h a 20h, la segunda de 22h a 2h y la última vez de 2h a 5h.

Nota considérese que ambos transmisores tienen la misma tasa de fallos y de reparaciones, y que lo mismo ocurre con los dos supervisores.

Calcúlese:

1. La tasa de fallos y de reparaciones de los transmisores y de los supervisores.
2. Fiabilidad del conjunto y la continuidad del servicio sabiendo que el tiempo de uso en una aproximación es de 35 min.
3. La disponibilidad del conjunto
4. La integridad del conjunto sabiendo que la tasa de fallo de los transmisores es de 1 fallo cada 7 meses y la de los supervisores de un fallo cada dos años, con un tiempo entre revisiones de 15 minutos.

SOLUCIÓN:

Apartado 1

Tasa de fallos y de reparación de los transmisores:

$$MTBF_{Tx} = \sum \frac{t_{fri}}{n} = \frac{18 \cdot 365 - (2 + 4 + 6 + 4)}{4} = 1638,5h$$

$$MTTR_{Tx} = \sum \frac{t_{nfi}}{n} = \frac{(2 + 4 + 6 + 4)}{4} = 4h$$

$$\lambda_{Tx} = \frac{1}{MTBF_{Tx}} = 6,1031 \cdot 10^{-4} h^{-1}$$

$$\mu_{Tx} = \frac{1}{MTTR_{Tx}} = 0,25 h^{-1}$$

Tasa de fallos y de reparación de los supervisores:

$$MTBF_S = \sum \frac{t_{fri}}{n} = \frac{18 \cdot 365 - (5 + 2)}{2} = 3281,5h$$

$$MTTR_s = \sum \frac{t_{nfi}}{n} = \frac{(5+2)}{2} = 3,5h$$

$$\lambda_s = \frac{1}{MTBF_s} = 3,0474 \cdot 10^{-4} h^{-1}$$

$$\mu_s = \frac{1}{MTTR_s} = 0,2857 h^{-1}$$

Donde:

- t_{fri} tiempo parcial de funcionamiento real.
- t_{nfi} : tiempo parcial de no funcionamiento.
- n : número de veces en que la instalación se encuentra "fuera de servicio", por cualquier causa, dentro del tiempo especificado.

Apartado 2

Nº	T _{x1}	T _{x2}	S ₁	S ₂	E/F	Sistema
0	0	0	0	0	0	
1	0	0	0	1	0	
2	0	0	1	0	0	
3	0	0	1	1	0	
4	0	1	0	0	0	
5	0	1	0	1	1	Q_{tx}·P_{tx}·Q_s·P_s
6	0	1	1	0	1	Q_{tx}·P_{tx}·P_s·Q_s
7	0	1	1	1	1	Q_{tx}·P_{tx}·P_s·P_s
8	1	0	0	0	0	
9	1	0	0	1	1	P_{tx}·Q_{tx}·Q_s·P_s
10	1	0	1	0	1	P_{tx}·Q_{tx}·P_s·Q_s
11	1	0	1	1	1	P_{tx}·Q_{tx}·P_s·P_s
12	1	1	0	0	0	
13	1	1	0	1	1	P_{tx}·P_{tx}·Q_s·P_s
14	1	1	1	0	1	P_{tx}·P_{tx}·P_s·Q_s
15	1	1	1	1	1	P_{tx}·P_{tx}·P_s·P_s

$$R(t) = Q_{tx} \cdot P_{tx} \cdot Q_s \cdot P_s + Q_{tx} \cdot P_{tx} \cdot P_s \cdot Q_s + Q_{tx} \cdot P_{tx} \cdot P_s \cdot P_s + P_{tx} \cdot Q_{tx} \cdot Q_s \cdot P_s + P_{tx} \cdot Q_{tx} \cdot P_s \cdot Q_s + P_{tx} \cdot Q_{tx} \cdot P_s \cdot P_s + P_{tx} \cdot P_{tx} \cdot Q_s \cdot P_s + P_{tx} \cdot P_{tx} \cdot P_s \cdot Q_s + P_{tx} \cdot P_{tx} \cdot P_s \cdot P_s$$

$$R(t) = P_{tx} \cdot P_s (4Q_{tx} \cdot Q_s + 2P_{tx} \cdot Q_s + 2Q_{tx} \cdot P_s + P_{tx} \cdot P_s)$$

$$R(t) = e^{-(\lambda_{tx} + \lambda_s)t} \left(4(1 - e^{-\lambda_{tx}t})(1 - e^{-\lambda_s t}) + 2e^{-\lambda_{tx}t}(1 - e^{-\lambda_s t}) + 2(1 - e^{-\lambda_{tx}t}) \cdot e^{-\lambda_s t} + e^{-(\lambda_{tx} + \lambda_s)t} \right)$$

$$R(t) = e^{-(\lambda_{tx} + \lambda_s)t} \left(4 - 2e^{-\lambda_{tx}t} - 2e^{-\lambda_s t} + e^{-(\lambda_{tx} + \lambda_s)t} \right)$$

$$CS = R(35 \text{ min}) = 0.999999841703$$

Apartado 3

Se puede calcular:

$$A_{Tx} = 1 - \frac{\lambda_{Tx}^2}{(\lambda_{Tx} + \mu_{Tx})^2} = 0.999994069255$$

$$A_s = 1 - \frac{\lambda_s^2}{(\lambda_s + \mu_s)^2} = 0.999998864818$$

$$A = A_{Tx} \cdot A_s = 0.99999293408$$

Apartado 4

$$\lambda_{Tx} = 1.9569 \cdot 10^{-4} h^{-1}$$

$$\lambda_s = 5.7077 \cdot 10^{-5} h^{-1}$$

Se necesita calcular la función de densidad de los supervisores

S1	S2	E/F
0	0	0
0	1	1
1	0	1
1	1	1

$$R(t) = 1 - F(t) \rightarrow f(t) = \frac{dF(t)}{dt} = -\frac{dR(t)}{dt}$$

$$R(t) = 2e^{-\lambda_s t} - e^{-2\lambda_s t} \rightarrow \frac{dR(t)}{dt} = -2\lambda_s e^{-\lambda_s t} + 2\lambda_s e^{-2\lambda_s t}$$

$$f(t) = 2\lambda_s e^{-\lambda_s t} - 2\lambda_s e^{-2\lambda_s t}$$

$$f(X) = \int_0^X f_{Tx}(X-t) \cdot f_s(t) dt = 2\lambda_{Tx} \lambda_s \int_0^X e^{-\lambda_{Tx}(X-t)} (e^{-\lambda_s t} - e^{-2\lambda_s t}) dt =$$

$$= \frac{-2\lambda_{Tx} \lambda_s}{\lambda_s - \lambda_{Tx}} (e^{-\lambda_s X} - e^{-\lambda_{Tx} X}) + \frac{2\lambda_{Tx} \lambda_s}{2\lambda_s - \lambda_{Tx}} (e^{-2\lambda_s X} - e^{-\lambda_{Tx} X})$$

$$R = \int_0^{t_{Tx}} f(X) dX = \int_0^{t_{Tx}} \left(\frac{-2\lambda_{Tx} \lambda_s}{\lambda_s - \lambda_{Tx}} (e^{-\lambda_s X} - e^{-\lambda_{Tx} X}) + \frac{2\lambda_{Tx} \lambda_s}{2\lambda_s - \lambda_{Tx}} (e^{-2\lambda_s X} - e^{-\lambda_{Tx} X}) \right) dX = 3.0851 \cdot 10^{-15}$$

$$I = 1 - R = 0.9999999999999997$$

Problema 1

Se dispone de un equipo con configuración dual, formado por dos transmisores (Tx1 y Tx2), en el que cuando uno deja de funcionar, el sistema conmuta al otro transmisor, con el fin de que la estación permanezca en funcionamiento, disponiendo de una tasa de fallos de un fallo cada 6 meses y un supervisor (S) con una tasa de fallos de un fallo cada 2 años. Así mismo se conoce que la tasa de reparaciones de los dos transmisores es de 0.5 reparaciones cada hora y la del supervisor de 0.2 reparaciones a la hora, y la tasa de fallos de integridad de los transmisores es de un fallo cada 8 meses y la del supervisor de un fallo cada 3 años, con un tiempo entre revisiones de 1 revisión cada 10 minutos. Se pide:

1. Fiabilidad del conjunto y continuidad de servicio a las 2 horas.
2. Disponibilidad del conjunto
3. Integridad del conjunto.

SOLUCIÓN:

Apartado 1

Fiabilidad: es la probabilidad de que una instalación funcione dentro de las tolerancias especificadas.

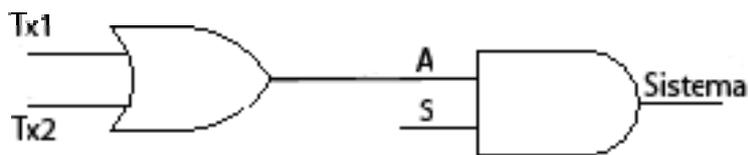


Figura 1: Diagrama lógico equivalente del conjunto

Tabla 1: Tabla de verdad equivalente del conjunto

T _{x1}	T _{x2}	S	E/F	Sistema
0	0	0	0	
0	0	1	0	
0	1	0	0	
0	1	1	1	$Q_{Tx1} \cdot P_{Tx2} \cdot P_s$
1	0	0	0	
1	0	1	1	$P_{Tx1} \cdot Q_{Tx2} \cdot P_s$
1	1	0	0	
1	1	1	1	$P_{Tx1} \cdot P_{Tx2} \cdot P_s$

$$P_{Sistema} = Q_{Tx1} P_{Tx2} P_s + Q_{Tx2} P_{Tx1} P_s + P_{Tx1} P_{Tx2} P_s \quad (1)$$

Al ser iguales las tasas de fallo de los transmisores $P_{Tx1} = P_{Tx2} = P_{Tx}$. Aplicando también $Q = 1 - P$ a la ecuación (1), se obtiene:

$$R(t) \equiv P_{SISTEMA}(t) = (2 - P_{Tx}) P_{Tx} \cdot P_S = (2 - e^{-\lambda_{Tx} t}) e^{-(\lambda_{Tx} + \lambda_S) t} \quad (2)$$

Pasando las tasas de fallos a las unidades correspondientes (h^{-1}):

- $\lambda_{Tx} = \frac{1 \text{ fallo}}{6 \text{ meses}} \frac{12 \text{ meses}}{1 \text{ años}} \frac{1 \text{ año}}{365 \text{ días}} \frac{1 \text{ día}}{24 \text{ horas}} = 2.283105 \cdot 10^{-4} h^{-1}$
- $\lambda_S = \frac{1 \text{ fallo}}{2 \text{ años}} \frac{1 \text{ año}}{365 \text{ días}} \frac{1 \text{ día}}{24 \text{ horas}} = 5.7078 \cdot 10^{-5} h^{-1}$

La continuidad de servicio tras dos horas resulta de introducir las dos horas en la expresión de la fiabilidad (ecuación 2):

$$CS = R(2h) \equiv P_{SISTEMA}(2h) = (2 - P_{Tx}) P_{Tx} P_S = (2 - e^{-\lambda_{Tx} 2}) e^{-(\lambda_{Tx} + \lambda_S) 2} = 0.99988564$$

Apartado 2

Disponibilidad: Es la relación que existe entre el tiempo real de funcionamiento y el tiempo de funcionamiento en el que esta instalación es requerida o está especificada como operativa.

RESOLUCIÓN 1:

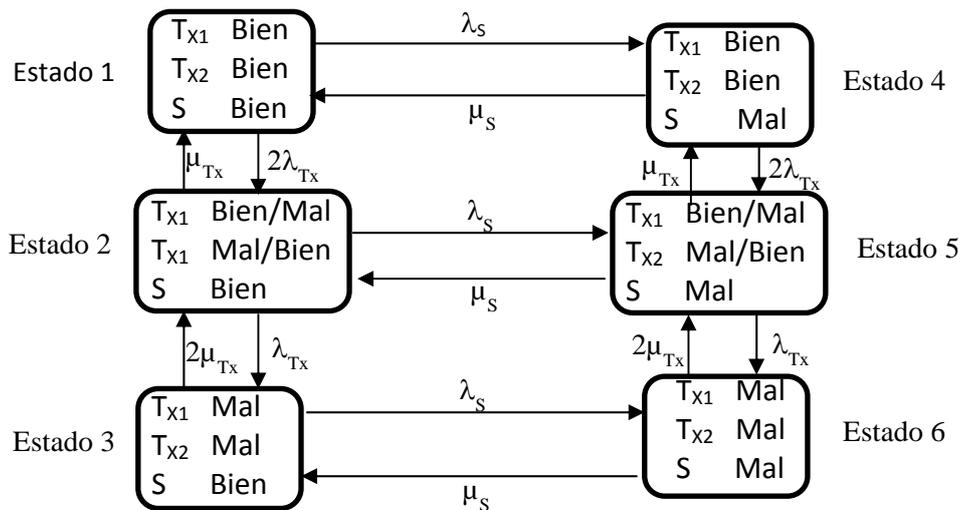


Figura 2: Diagrama de transición del conjunto

Considerando un tiempo dt suficientemente pequeño para que no se puedan producir dos cambios de estado, se establece las probabilidades de que el componente se encuentre en cada uno de los estados que se muestran en la figura 2, obsérvese que la ecuación correspondiente al estado 6 es combinación lineal de una de las anteriores y por lo tanto ha sido sustituida por la ecuación de la probabilidad del suceso seguro, resultando:

$$1. P_{Estado1}(t + dt) = P_{Estado1}(t)(1 - \lambda_{Tx} dt)(1 - \lambda_{Tx} dt)(1 - \lambda_S dt) + P_{Estado2}(t)\mu_{Tx} dt + P_{Estado4}(t)\mu_S dt$$

$$\begin{aligned}
2. \quad & P_{Estado2}(t+dt) = P_{Estado2}(t)(1-\lambda_{Tx}dt)(1-\mu_{Tx}dt)(1-\lambda_Sdt) + P_{Estado1}(t)2\lambda_{Tx}dt + \\
& + P_{Estado3}(t)2\mu_{Tx}dt + P_{Estado5}(t)\mu_Sdt \\
3. \quad & P_{Estado3}(t+dt) = P_{Estado3}(t)(1-\mu_{Tx}dt)(1-\mu_{Tx}dt)(1-\lambda_Sdt) + P_{Estado2}(t)\lambda_{Tx}dt + P_{Estado6}(t)\mu_Sdt \\
4. \quad & P_{Estado4}(t+dt) = P_{Estado4}(t)(1-\lambda_{Tx}dt)(1-\lambda_{Tx}dt)(1-\mu_Sdt) + P_{Estado1}(t)\lambda_Sdt + P_{Estado5}(t)\mu_{Tx}dt \\
5. \quad & P_{Estado5}(t+dt) = P_{Estado5}(t)(1-\lambda_{Tx}dt)(1-\mu_{Tx}dt)(1-\mu_Sdt) + P_{Estado4}(t)2\lambda_{Tx}dt + \\
& + P_{Estado6}(t)2\mu_{Tx}dt + P_{Estado2}(t)\lambda_Sdt \\
6. \quad & P_{Estado1}(t) + P_{Estado2}(t) + P_{Estado3}(t) + P_{Estado4}(t) + P_{Estado5}(t) + P_{Estado6}(t) = 1
\end{aligned}$$

Obteniéndose por lo tanto el siguiente sistema de ecuaciones diferenciales:

$$\begin{aligned}
1. \quad & \dot{P}_{Estado1} = -P_{Estado1}(2\lambda_{Tx} + \lambda_S) + P_{Estado2}\mu_{Tx} + P_{Estado4}\mu_S \\
2. \quad & \dot{P}_{Estado2} = -P_{Estado2}(\lambda_{Tx} + \mu_{Tx} + \lambda_S) + P_{Estado1}2\lambda_{Tx} + P_{Estado3}2\mu_{Tx} + P_{Estado5}\mu_S \\
3. \quad & \dot{P}_{Estado3} = -P_{Estado3}(2\mu_{Tx} + \lambda_S) + P_{Estado2}\lambda_{Tx} + P_{Estado6}\mu_S \\
4. \quad & \dot{P}_{Estado4}(t+dt) = P_{Estado4}(t)(1-\lambda_{Tx}dt)(1-\lambda_{Tx}dt)(1-\mu_Sdt) + P_{Estado1}(t)\lambda_Sdt + \\
& + P_{Estado5}(t)\mu_{Tx}dt \\
5. \quad & \dot{P}_{Estado5} = -P_{Estado5}(\lambda_{Tx} + \mu_{Tx} + \mu_S) + P_{Estado4}2\lambda_{Tx} + P_{Estado6}2\mu_{Tx} + P_{Estado2}\lambda_S \\
6. \quad & P_{Estado1} + P_{Estado2} + P_{Estado3} + P_{Estado4} + P_{Estado5} + P_{Estado6} = 1
\end{aligned}$$

$$\begin{pmatrix} \dot{P}_{Estado1} \\ \dot{P}_{Estado2} \\ \dot{P}_{Estado3} \\ \dot{P}_{Estado4} \\ \dot{P}_{Estado5} \\ 1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -[2\lambda_{Tx} + \lambda_S] & \mu_{Tx} & 0 & \mu_S & 0 & 0 \\ 2\lambda_{Tx} & -[\lambda_{Tx} + \mu_{Tx} + \lambda_S] & 2\mu_{Tx} & 0 & \mu_S & 0 \\ 0 & \lambda_{Tx} & -[2\mu_{Tx} + \lambda_S] & 0 & 0 & \mu_S \\ \lambda_S & 0 & 0 & -[2\lambda_{Tx} + \mu_S] & \mu_{Tx} & 0 \\ 0 & \lambda_S & 0 & 2\lambda_{Tx} & -[\lambda_{Tx} + \mu_{Tx} + \mu_S] & 2\mu_{Tx} \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} P_{Estado1} \\ P_{Estado2} \\ P_{Estado3} \\ P_{Estado4} \\ P_{Estado5} \\ P_{Estado6} \end{pmatrix}$$

Se obtiene la solución estacionaria del sistema anterior, resultando:

$$\begin{pmatrix} b \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} B \\ -[2\lambda_{Tx} + \lambda_S] & \mu_{Tx} & 0 & \mu_S & 0 & 0 \\ 2\lambda_{Tx} & -[\lambda_{Tx} + \mu_{Tx} + \lambda_S] & 2\mu_{Tx} & 0 & \mu_S & 0 \\ 0 & \lambda_{Tx} & -[2\mu_{Tx} + \lambda_S] & 0 & 0 & \mu_S \\ \lambda_S & 0 & 0 & -[2\lambda_{Tx} + \mu_S] & \mu_{Tx} & 0 \\ 0 & \lambda_S & 0 & 2\lambda_{Tx} & -[\lambda_{Tx} + \mu_{Tx} + \mu_S] & 2\mu_{Tx} \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x \\ P_{Estado1} \\ P_{Estado2} \\ P_{Estado3} \\ P_{Estado4} \\ P_{Estado5} \\ P_{Estado6} \end{pmatrix}$$

Dando como resultado:

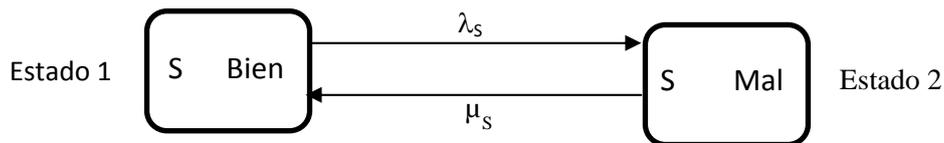
$$\underline{x} = \underline{B}^{-1}b = \begin{pmatrix} 0.998802336789491 \\ 0.000912148252776 \\ 0.000000208253026 \\ 0.000285046328992 \\ 0.000000260316282 \\ 0.00000000059433 \end{pmatrix}$$

Por lo tanto, la disponibilidad será la probabilidad del estado "1" más la del estado "2":

$$A = P_{Estado1} + P_{Estado2} = 0.99971449$$

RESOLUCIÓN 2: Al ser sucesos independientes se puede calcular la disponibilidad del supervisor y la de los transmisores de forma separada de forma que la disponibilidad del conjunto será el producto de las disponibilidades.

SUPERVISOR



1. $P_{Estado1}(t + dt) = P_{Estado1}(t)(1 - \lambda_S dt) + P_{Estado2}(t)\mu_S dt$
2. $P_{Estado2}(t + dt) = P_{Estado2}(t)(1 - \mu_S dt) + P_{Estado1}(t)2\lambda_S dt$

Obteniéndose por lo tanto el siguiente sistema de ecuaciones diferenciales:

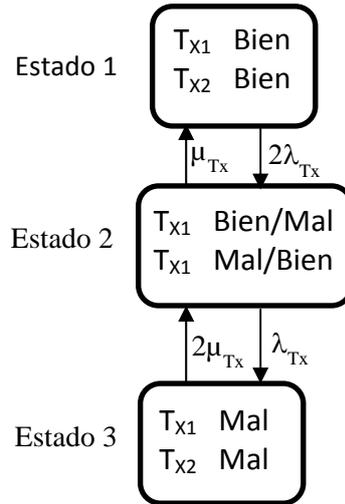
1. $P'_{Estado1} = -P_{Estado1}\lambda_S + P_{Estado2}\mu_S$
2. $P'_{Estado2} = -P_{Estado2}\mu_S + P_{Estado1}\lambda_S$

Utilizando la ecuación del suceso seguro ($1 = P_{Estado2} + P_{Estado1}$) y buscando la solución estacionaria:

$$\underbrace{\begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix}}_{b_1} = \underbrace{\begin{pmatrix} -\lambda_S & \mu_S \\ 1 & 1 \end{pmatrix}}_{B_1} \begin{pmatrix} P_{Estado1} \\ P_{Estado2} \end{pmatrix} \xrightarrow{x=B_1^{-1}b_1} \begin{pmatrix} P_{Estado1} \\ P_{Estado2} \end{pmatrix} = \frac{adj(B_1)^T}{|B_1|} \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} = \frac{\begin{pmatrix} 1 & -\mu_S \\ -1 & -\lambda_S \end{pmatrix}}{-\lambda_S - \mu_S} \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} = \frac{1}{\lambda_S + \mu_S} \begin{pmatrix} \mu_S \\ \lambda_S \end{pmatrix}$$

$$A_S = P_{Estado1} = \frac{\mu_S}{\lambda_S + \mu_S} = 0.999714693295292$$

TRANSMISORES



$$P_{Estado1}(t+dt) = P_{Estado1}(t)(1-\lambda_{Tx}dt)^2 + P_{Estado2}(t)\mu_{Tx}dt$$

$$P_{Estado2}(t+dt) = P_{Estado2}(t)(1-\mu_{Tx}dt)(1-\lambda_{Tx}dt) + P_{Estado1}(t)2\lambda_{Tx}dt + P_{Estado3}(t)2\mu_{Tx}dt$$

$$P_{Estado3}(t+dt) = P_{Estado3}(t)(1-\mu_{Tx}dt)^2 + P_{Estado2}(t)\lambda_{Tx}dt$$

Obteniéndose por lo tanto el siguiente sistema de ecuaciones diferenciales:

$$P'_{Estado1} = -P_{Estado1}2\lambda_{Tx} + P_{Estado2}\mu_{Tx}$$

$$P'_{Estado2} = -P_{Estado2}\mu_{Tx}\lambda_{Tx} + P_{Estado1}2\lambda_{Tx} + P_{Estado3}2\mu_{Tx}$$

$$P'_{Estado3} = -P_{Estado3}2\mu_{Tx} + P_{Estado2}\lambda_{Tx}$$

Utilizando la ecuación del suceso seguro ($1 = P_{Estado3} + P_{Estado2} + P_{Estado1}$) y buscando la solución estacionaria:

$$P'_1 = -2\lambda P_1 + \mu P_2$$

$$P'_2 = 2(\lambda - \mu)P_1 - (\lambda + 3\mu)P_2 + 2\mu$$

$$\begin{pmatrix} 0 \\ 0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -2\lambda & \mu \\ 2(\lambda - \mu) & -(\lambda + 3\mu) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} P_1 \\ P_2 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 2\mu \end{pmatrix}$$

$$\underline{x} = \underline{B} \cdot \underline{x} + \underline{b}$$

$$0 = \underline{B} \cdot \underline{x} + \underline{b} \xrightarrow{|\underline{b}| \neq 0} \underline{x} = -\underline{B}^{-1} \cdot \underline{b} = - \begin{pmatrix} -\frac{(\lambda + 3\mu)}{2(\lambda + \mu)^2} & -\frac{\mu}{2(\lambda + \mu)^2} \\ -\frac{(\lambda - \mu)}{(\lambda + \mu)^2} & -\frac{\lambda}{(\lambda + \mu)^2} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 0 \\ 2\mu \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{\mu^2}{(\lambda + \mu)^2} \\ \frac{2\mu\lambda}{(\lambda + \mu)^2} \end{pmatrix}$$

$$1 = P_{Estado3} + P_{Estado2} + P_{Estado1} \rightarrow P_{Estado3} = 1 - \frac{2\mu\lambda}{(\lambda + \mu)^2} - \frac{\mu^2}{(\lambda + \mu)^2} = \frac{\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2}$$

$$A_{Tx} = 1 - P_{Estado3} = 1 - \frac{\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2} = 0.999999791687541$$

Por lo tanto la disponibilidad del conjunto será el producto de las dos disponibilidades:

$$A = A_S A_{Tx} = \frac{\mu_S}{\lambda_S + \mu_S} \left(1 - \frac{\lambda^2}{(\lambda + \mu)^2} \right) = 0.999714485042267$$

Se puede comprobar fácilmente que ambos métodos son el mismo, de la siguiente manera:

$$\begin{aligned} A_{Metodo1} &= P_{E1} + P_{E2} = P_{Tx}^2 \cdot P_S + P_{Tx} \cdot Q_{Tx} \cdot P_S \xrightarrow{Metodo2} = \overbrace{P_{E1_Tx}^{1-P_{E2_Tx}-P_{E3_Tx}}} (1 - P_{E2_S}) + P_{E2_Tx} (1 - P_{E2_S}) = \\ &= 1 - P_{E3_Tx} - P_{E2_Tx} - P_{E2_S} + P_{E2_S} \cdot P_{E3_Tx} + P_{E2_S} \cdot P_{E2_Tx} + P_{E2_Tx} - P_{E2_S} \cdot P_{E2_Tx} = \\ &= 1 - P_{E3_Tx} - P_{E2_S} + P_{E2_S} P_{E3_Tx} \end{aligned}$$

$$A_{Metodo2} = \underbrace{(1 - P_{E2_S})}_{A_{S_metodo2}} \underbrace{(1 - P_{E3_Tx})}_{A_{Tx_metodo2}} = 1 - P_{E3_Tx} - P_{E2_S} + P_{E2_S} P_{E3_Tx}$$

Apartado 3

Integridad: es la probabilidad de que un sistema no emita señales fuera de las tolerancias admitidas, es decir, señales potencialmente peligrosas para la operación de las aeronaves.

- $\lambda_{Tx_i} = \frac{1 \text{ fallo}}{8 \text{ meses}} \frac{12 \text{ meses}}{1 \text{ año}} \frac{1 \text{ año}}{365 \text{ días}} \frac{1 \text{ día}}{24 \text{ horas}} = 1.7123 \cdot 10^{-4} h^{-1}$
- $\lambda_{S_i} = \frac{1 \text{ fallo}}{3 \text{ años}} \frac{1 \text{ año}}{365 \text{ días}} \frac{1 \text{ día}}{24 \text{ horas}} = 3.8052 \cdot 10^{-5} h^{-1}$

Al disponer los dos transmisores de la misma tasa de fallos de integridad se procederá de la siguiente manera para calcular el riesgo de integridad:

$$R = \frac{\lambda_s \cdot \lambda_{Tx}}{2} t_{rs}^2 = 9.049598 \cdot 10^{-11}$$

Finalmente se puede determinar el valor de la integridad del conjunto como se muestra a continuación:

$$I = 1 - R = 0.99999999991$$

Modulación Espacial I:

EI VOR

2

2.1.- CONCEPTO DE MODULACIÓN ESPACIAL

La modulación espacial consiste en sumar, en el punto de recepción, campos electromagnéticos (EEM) radiados por caminos separados pero de frecuencia coherente. Uno de estos campos está compuesto de frecuencia de portadora (PBL) que está modulada en amplitud, por las bandas laterales correspondientes. El otro, campo de banda lateral (BL), está constituido únicamente por una señal de banda lateral combinada, que resulta de suprimir la senoide de portadora de una modulación de amplitud.

Se modula en amplitud al recibirse PBL (señal senoidal de portadora y sus propias bandas laterales) y BL (señal de banda lateral combinada coherente) en cualquier punto del volumen de cobertura. Se produce esta modulación como consecuencia de la superposición de estos campos EEM de portadora y banda lateral.

Esta técnica es la base en la que se apoyan el ILS y VOR, componentes del SNA, que veremos más adelante.

La singularidad de este tipo de modulación en amplitud en el espacio, es que, al seguir caminos distintos las radiofrecuencias correspondientes, sus señales no se encuentran necesariamente en fase, produciéndose una degradación de la modulación resultante.

En una modulación clásica de amplitud producida por una señal moduladora senoidal, la expresión matemática de la señal resultante es:

$$e = E_p \cdot (1 + m \cos \omega_m t) \cdot \cos \omega_0 t \quad (2.1)$$

Donde:

- $m = E_m/E_p$, Índice de modulación
- $E_m =$ Amplitud de la moduladora
- $E_p =$ Amplitud de la portadora
- $\omega_m =$ Pulsación de la moduladora
- $\omega_0 =$ Pulsación de la portadora.

Desarrollando la expresión (2.1), se tiene:

$$e = E_p \cos \omega_0 t + E_m \cos \omega_m t \cos(\omega_0 t) = [P + BLC] \quad (2.2)$$

En donde P es la portadora, BLC la banda lateral combinada compuesta por BLS y BLI, bandas laterales superior e inferior, respectivamente. Desarrollando la ecuación (2.2) se tiene:

$$\begin{aligned} e &= E_p \cos \omega_0 t + m E_p \cos \omega_m t \cos \omega_0 t = [P + BLC] = \\ &= E_p \cos \omega_0 t + m \frac{E_p}{2} \cos(\omega_0 + \omega_m)t + m \frac{E_p}{2} \cos(\omega_0 - \omega_m)t = [P + BLS + BLI] \end{aligned} \quad (2.3)$$

operando la ecuación (2.3) se obtiene:

$$\begin{aligned} E &= E_p \cos \omega_0 t + E_s \cos \varphi \cos \omega_m t \cos \omega_0 t + E_s \sin \varphi \cos \omega_m t \sin \omega_0 t \\ &= [P + BCL1 + BCL2] \end{aligned} \quad (2.4)$$

Donde:

- $E_s =$ amplitud máxima de la banda lateral.
- $\varphi =$ desfase de r.f. entre PBL y BL.

En este caso, podemos considerar dos bandas laterales combinadas, una en fase con la portadora (BLC1) y otra con desfase de 90°, en cuadratura, (BLC2).

La BLC1 representa una modulación en amplitud de tipo clásico (amplitud resultante se repite cada ciclo de ω_m) y la BLC2, representa una variación de amplitud residual de frecuencia doble (la amplitud se repite cada medio ciclo de ω_m), a la correspondiente señal moduladora.

Esta señal moduladora es la *señal con más baja frecuencia y contiene la información a transmitir*

Como la señal en banda base al ser modulada en amplitud ha duplicado su ancho de banda al desdoblarse en dos bandas laterales, la eficiencia espectral que tiene es sólo del 50%.

Desde el punto de vista de las "señales de navegación", el efecto de BLC2 puede desprejiciarse al estar filtrada en el receptor. Así pues, el índice de modulación efectiva en el punto de recepción es:

$$m_e = \frac{E_s \cos \varphi}{E_{cp}} \quad (2.5)$$

Lo que indica que, cuando se logra la coincidencia de fase entre PBL y BLC la modulación espacial resultante consigue su máximo rendimiento ($\varphi=0$) y, por el contrario, cuando éstas se encuentran en cuadratura ($\varphi=\pi/2$) no se produce modulación aunque subsiste una modulación residual de pulsación doble a la de la frecuencia moduladora.

2.2.- SEÑALES DEL VOR EN EL ESPACIO.

El radiofaro omnidireccional de VHF (VOR ó Very High Frequency Omnidirectional Range) es un equipo de ayuda a la navegación en distancias medias (VOR de ruta) y cortas (TVOR ó VOR terminal).

El sistema fue adoptado como estándar para la navegación por EEUU y por OACI.

La información suministrada por el transmisor es singular en cada dirección y, una vez decodificada, permite conocer el radial en que está ubicado el receptor, respecto de una dirección de referencia (normalmente el norte magnético)

El transmisor genera dos señales de navegación de 30 Hz cuya diferencia de fase constituye el acimut del radial sobre el que se encuentra el receptor correspondiente.

La señal del VOR está compuesta por una portadora modulada en amplitud por:

- Las señales de navegación (S_{nav}).
- Señal de identificación (S_{id}).
- Señal radiotelefónica (S_{rt}) (opcional)

a) Señales de Navegación:

Consiste en dos señales de 30Hz, una de ellas (30Hz FM) modula en frecuencia a una subportadora (9960 Hz) que modula, a su vez, a la portadora en amplitud con un índice nominal del 0.3.

La otra es también de 30Hz, coherentes con los anteriores, (30Hz AM) que modula directamente en amplitud a la portadora con un índice nominal del 0.3. Matemáticamente el conjunto de estas señales puede ponerse en la forma:

$$S_{nav} = E_p(1 + m_1 \text{sen} \phi_1 + m_2 \text{sen} \phi_2) \text{sen} \phi_0$$

Donde:

E_p = Amplitud de la portadora.

ϕ_0 = $(\omega_0 t + \phi_0)$, ω_0 pulsación y ϕ_0 fase inicial de portadora.

m_1 = índice de modulación de la subportadora de 9960 Hz (nominalmente 0.3)

m_2 = índice de modulación de los 30 Hz AM (nominalmente 0.3)

ϕ_2 = $(\omega_2 t + \phi_2)$, ω_2 pulsación y ϕ_2 fase inicial de 30 Hz AM.

ϕ_1 = $(\phi_s + \Delta\phi_s \text{sen} \phi_m)$

ϕ_s = $(\omega_s t + \phi_1)$, ω_s pulsación y ϕ_1 fase inicial de subportadora.

$\Delta\phi_s$ = índice de desviación de frecuencia (nominalmente 16 radianes ó 480Hz).

ϕ_m = $(\omega_m t + \phi_m)$, ω_m pulsación y ϕ_m fase inicial de 30Hz FM.

La información suministrada a la salida de un receptor VOR es, en condiciones ideales:

$$\theta = \phi_1 - \phi_2$$

Relación que liga las fases iniciales de las señales de 30Hz. siendo θ el acimut magnético respecto a la estación terrestre.

La forma de cumplir este requisito se consigue haciendo que la fase de una de ellas sea independiente del acimut (señal de referencia, REF), mientras que la fase de la otra señal debe de variar con el acimut (señal variable, VAR).

La variación de la fase con el acimut se consigue a partir de sistemas radiantes estáticos simulando antenas giratorias.

Dependiendo de a qué señal se imponga la condición de señal de referencia tendremos el VOR Convencional (CVOR) o el Doppler (DVOR).

FAMILIA	SEÑAL		FASE	
	REF	VAR	ϕ_1	ϕ_2
CVOR	30 HZ FM	30 HZ AM	CTE.	$\phi_1 - \theta$
DVOR	30 HZ AM	30 HZ FM	$\phi_2 + \theta$	CTE.

Vemos que la fase de la señal VAR en el CVOR está retrasada respecto de la fase de referencia (REF), mientras que en el DVOR la fase de la señal VAR (ϕ_1) está adelantada con respecto a la fase de la señal REF (ϕ_2)

Aún así, la información que se obtiene desde el VOR es la misma θ .

b) Señal de Identificación.

Consiste en un tono de 1020 Hz que modula en amplitud a la portadora cuando se activa en intervalos de tiempo correspondientes a puntos y rayas (2 ó 3 letras indicativas de la estación codificadas según el código Morse internacional)

$$S_{ID} = E_p (1 + m_{ID} \text{sen} \phi_{ID}) \text{sen} \phi_0$$

Siendo:

E_p , Amplitud de la portadora.

$\phi_0 = (\omega_0 t + \phi_0)$, ω_0 pulsación y ϕ_0 fase inicial de portadora.

m_{ID} = Índice de modulación AM, del 0.1% al 10%

$\phi_{ID} = (\omega_{ID} t + \phi_{ID})$, ω_{ID} pulsación y ϕ_{ID} fase del tono de identificación de 1020 Hz.

c) Señal Radiotelefónica (en desuso)

La portadora se modularía en AM, como máximo, al 30 %, con un ancho de banda a -3db (desde 300 a 3000Hz) con relación a un tono de 1Khz.

Un esquema del espectro de frecuencias de este conjunto de señales se indica en la figura 2.2.

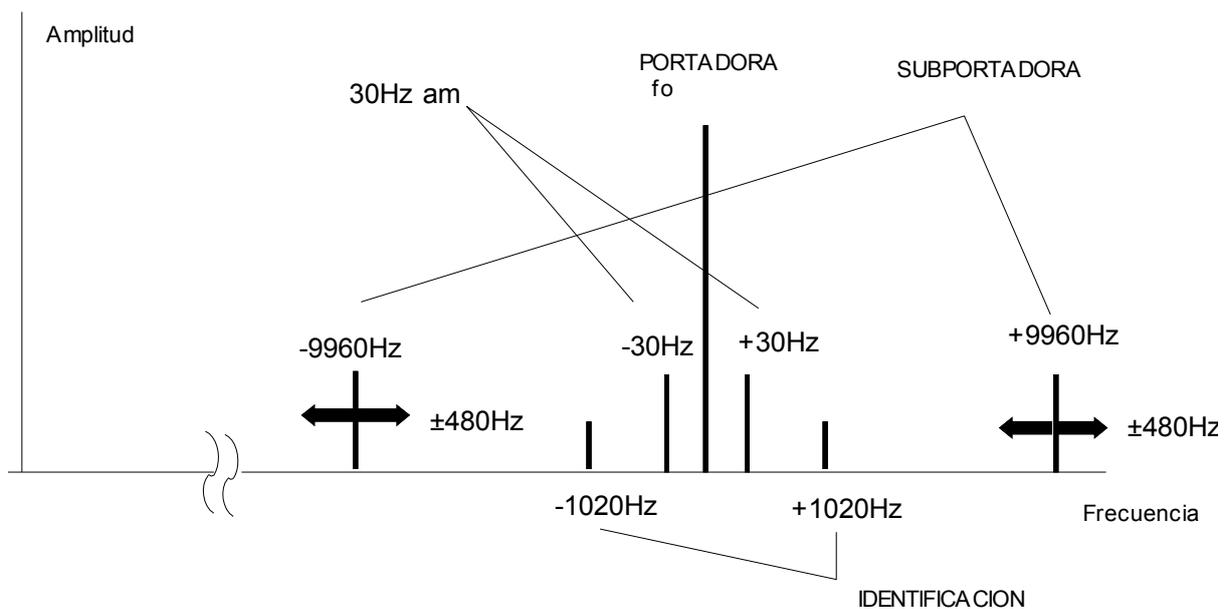


Fig. 2.2.- Espectro de señales del VOR

2.3.- VOR CONVENCIONAL O CVOR.

El VOR convencional está constituido por un transmisor con un diagrama de bloques:

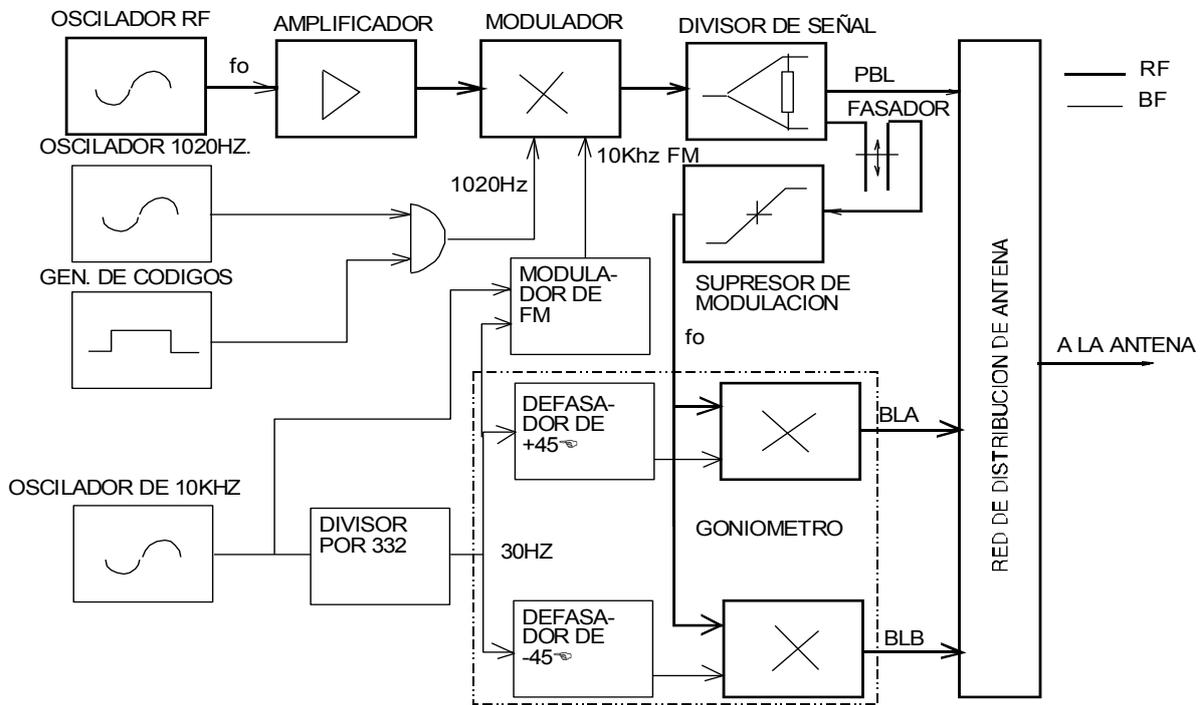


Fig. 2.3.- Diagrama de bloques de un transmisor de CVOR típico

En él se observa que la portadora (f_0) es modulada en amplitud por la señal de 9960 Hz (10KHZ) que está previamente modulada en frecuencia por la señal 30 Hz de referencia (REF)

Antes de llegar al circuito de antena (que permite la radiación de forma no direccional de la señal PBL), se toma una muestra de esta señal, ya modulada, para alimentar de radiofrecuencia el canal de bandas laterales. En este caso, la modulación se suprime antes de atacar a los dos moduladores generadores de banda lateral combinada (BLCA y BLCB)

Las entradas de baja frecuencia de estos moduladores son de 30 Hz que se encuentran, entre sí, en cuadratura de fase, una adelantada $\pi/4$ respecto de la 30Hz de referencia (BLCA) y la otra (BLCB) retrasada esos mismos radianes ($-\pi/4$) respecto de dicha señal de referencia:

$$e_{BLCA} = e_2 \text{sen} \phi_2 \text{sen}(\phi_0 + \frac{\pi}{4})$$

$$e_{BLCB} = e_2 \text{sen} \phi_2 \text{sen}(\phi_0 - \frac{\pi}{4})$$

El conjunto de señales de 30Hz puede ser presentado fasorialmente tal como indica la figura 2.4.

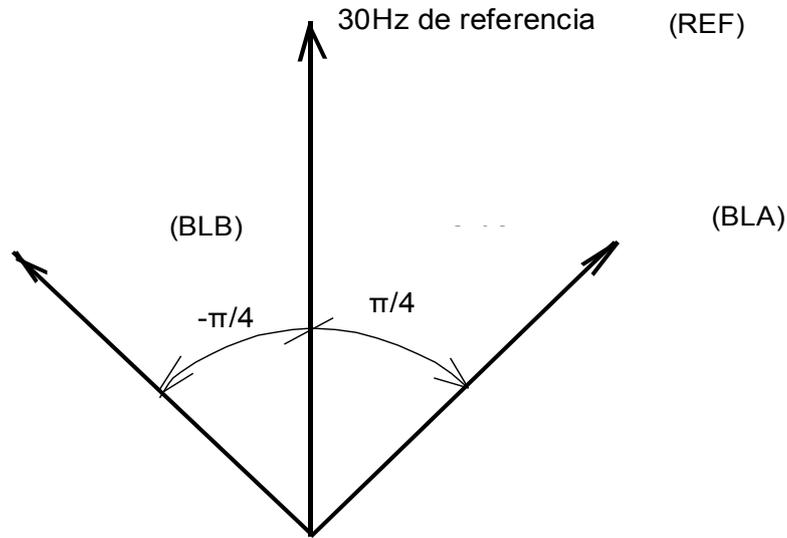


Fig. 2.4.- Relación de fases entre las tres señales de navegación de 30 Hz del CVOR

La BLCA y BLCB, correspondientes a la señal variable (VAR), se transmiten a través de diagramas de radiación bidireccionales orientados según el eje NE/SO ($E_0 \cos\left(\frac{\pi}{4} - \theta\right)$) y NO/SE ($E_0 \cos\left(\frac{\pi}{4} + \theta\right)$) respectivamente respecto del norte magnético de la estación, en la forma que indica la fig.2.5.(a).

El funcionamiento correcto exige que la forma de los DDR (diagramas de radiación), sobre el plano de superficie, debe responder a la expresión $\cos\alpha$, tomando α desde la dirección de máxima radiación.

Es decir, para el caso presentado en la Fig. 2.5.(a), en función del acimut del radial θ se tendrá:

$$\begin{aligned} DDRA(\theta) &= E_0 \cos\left(\frac{\pi}{4} - \theta\right) \\ DDRB(\theta) &= E_0 \cos\left(\frac{\pi}{4} + \theta\right) \end{aligned} \tag{2.6}$$

Siendo E_0 la máxima amplitud del DDR

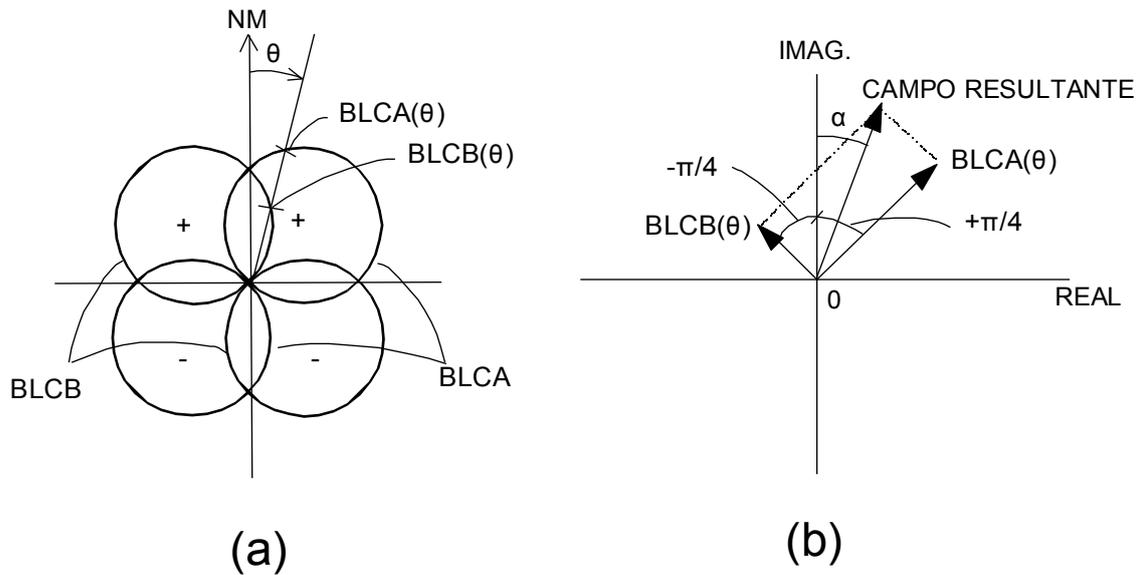


Fig. 2.5.- Diagramas de radiación de las bandas laterales BLCA y BLCB (a) y campo en un radial cualquiera (b).

Ahora bien, si consideramos que las amplitudes relativas a las envolventes de la señal de RF de ambas bandas laterales (BLCA y BLCB) deben ser iguales y que están en cuadratura de fase se tiene en el ángulo θ las siguientes relaciones fasoriales:

$$BLCA(\theta) = E_0 \cos\left(\theta + \frac{\pi}{4}\right)$$

$$BLCB(\theta) = E_0 \cos\left(\theta - \frac{\pi}{4}\right)$$

cuya suma dará lugar a una BLC resultante cuya amplitud es según la Fig. 2.5.(b):

$$|BLC| = \sqrt{(BLCA(\theta))^2 + (BLCB(\theta))^2} = E_0 \sqrt{\cos^2\left(\theta - \frac{\pi}{4}\right) + \cos^2\left(\theta + \frac{\pi}{4}\right)}$$

$$= E_0 \sqrt{\sin^2\left(\theta + \frac{\pi}{4}\right) + \cos^2\left(\theta + \frac{\pi}{4}\right)}$$

y cuya fase, respecto del eje OY, es:

$$\tan \alpha = \frac{BLCA \cos\frac{\pi}{4} - BLCB \cos\frac{\pi}{4}}{BLCA \sin\frac{\pi}{4} + BLCB \sin\frac{\pi}{4}} = \frac{BLCA - BLCB}{BLCA + BLCB}$$

Sustituyendo BLCA y BLCB por sus valores se tiene:

$$\tan \alpha = \frac{\cos(\frac{\pi}{4} - \theta) - \cos(\frac{\pi}{4} + \theta)}{\cos(\frac{\pi}{4} - \theta) + \cos(\frac{\pi}{4} + \theta)} = \frac{\sin \frac{\pi}{4} \sin \theta}{\cos \frac{\pi}{4} \cos \theta} = \tan \theta$$

de donde se deduce que:

$$\alpha = \theta$$

El desarrollo anterior muestra que si las envolventes de las bandas laterales están en cuadratura de fase y los DDR tienen lóbulos de forma circular, la combinación resultante da una BLC de módulo independiente de θ con que es su fase eléctrica en retraso, (el acimut del radial en donde está ubicado el punto de recepción)

Según esto, la señal BLC, al sumarse a la portadora, contenida en PBL y transmitida de forma no direccional, constituye una modulación en amplitud de 30Hz con fase respecto de las de 30Hz FM en retraso de valor θ .

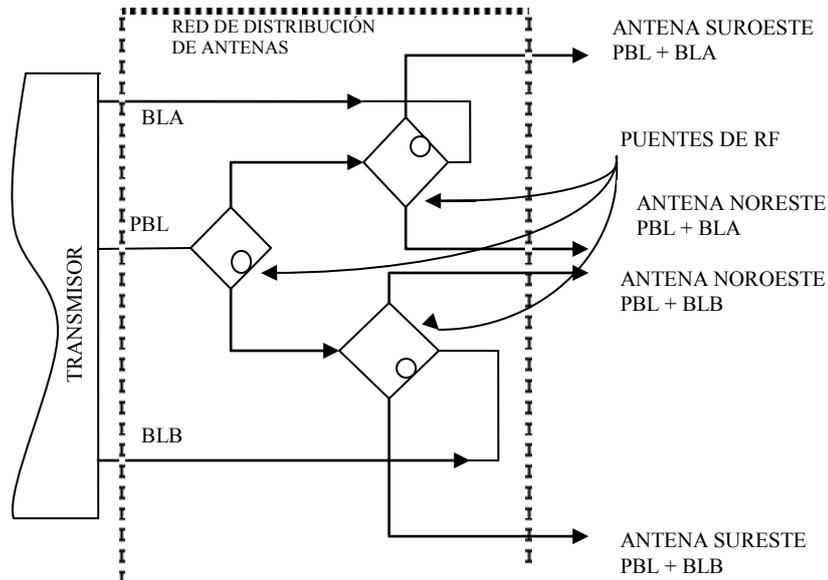
Desde otra perspectiva puede concebirse la suma, en el espacio, de los DDR de BLCA y BLCB, como un único DDR, de la misma forma que sus componentes, girando en sentido de las agujas del reloj a 30 Hz, como si fuese un DDR bidireccional dinámico.

La condición VOR exige que en el norte magnético, origen de acimuts, las señales REF y VAR estén en fase.

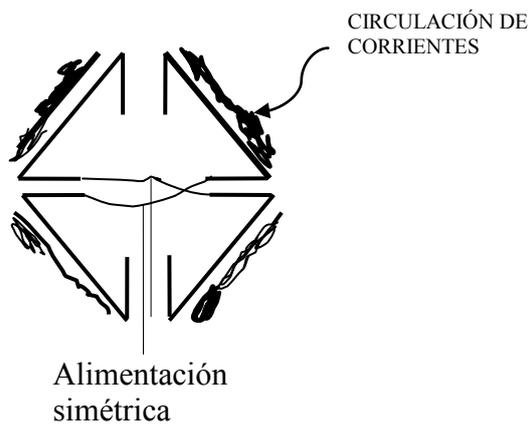
Para configurar los DDR capaces de producir la modulación espacial apropiada, se utilizan sistemas radiantes diferentes, siendo las más comunes:

- 4 cuadros Alford
- Antena de cuatro ranuras.

La antena de "4 cuadros Alford" tiene la forma que se indica en la Fig. 2.6.



(a)



(b)

Fig. 2.6.- Red de distribución de un sistema radiante de cuadros Alford (a)
Representación esquemática de una antena Alford (b)

La antena de cuatro cuadros Alford tiene asociada una red de distribución de señales de la forma que se presenta esquemáticamente en la Fig. 2.6.(a) y siendo cada cuadro de la forma que se presenta en la Fig. 2.6.(b)

En general, la separación entre antenas NE/SO y NO/SE es lo más pequeña posible (55° eléctricos) con el objeto que el seno y el arco sean similares y conseguir así lóbulos de los DDR de forma circular.

El DDR sobre el plano horizontal de un elemento de antena es no direccional y su polarización horizontal.

Los puentes de RF de la red de distribución sirven para dividir y mezclar de manera apropiada las señales de PBL, BLCA y BLCB que se radian.

Para PBL el conjunto está alimentando en fase a las cuatro antenas, dando lugar a un conjunto de dos pares de antenas en fase, cuyos DDR respectivos vienen establecidos por las expresiones:

$$E_1 = 2E_0 \cos\left(d \cos\left(\frac{\pi}{4} - \theta\right)\right)$$

$$E_2 = 2E_0 \cos\left(d \cos\left(\frac{\pi}{4} + \theta\right)\right)$$

para los pares NE/SO y NO/SE respectivamente, donde d es la semidistancia que separa a los pares de antenas. En un acimut θ cualquiera la suma es:

$$E_{PBL} = E_1 + E_2 = 2E_0 \left[2 \left(1 - \left(d \frac{\sqrt{2}}{2} \cos \theta \right)^2 \right) \right] \approx 4E_0 \quad (2.7)$$

siempre que d sea suficientemente pequeña para poder hacer esta aproximación. Este resultado indica que la alimentación en fase a las cuatro antenas de PBL es independiente de θ , tanto en lo que se refiere a su amplitud como a su fase.

Para el campo de BLCA y BLCB las salidas del puente dan un cambio de fase de 180°, alimentando a los pares NE/SO y NO/SE, respectivamente, en oposición de fase.

Los DDR respectivos corresponden a un par de antenas alimentado en oposición de fase que, si la distancia entre antenas es pequeña respecto de la longitud de onda, responden a las expresiones (2.6.).

El otro sistema radiante más utilizado para un CVOR es el denominado antena de cuatro ranuras. Cada ranura, orientadas NE/SO y NO/SE, es rectangular con aletas a lo largo de los bordes verticales para producir una carga capacitiva.

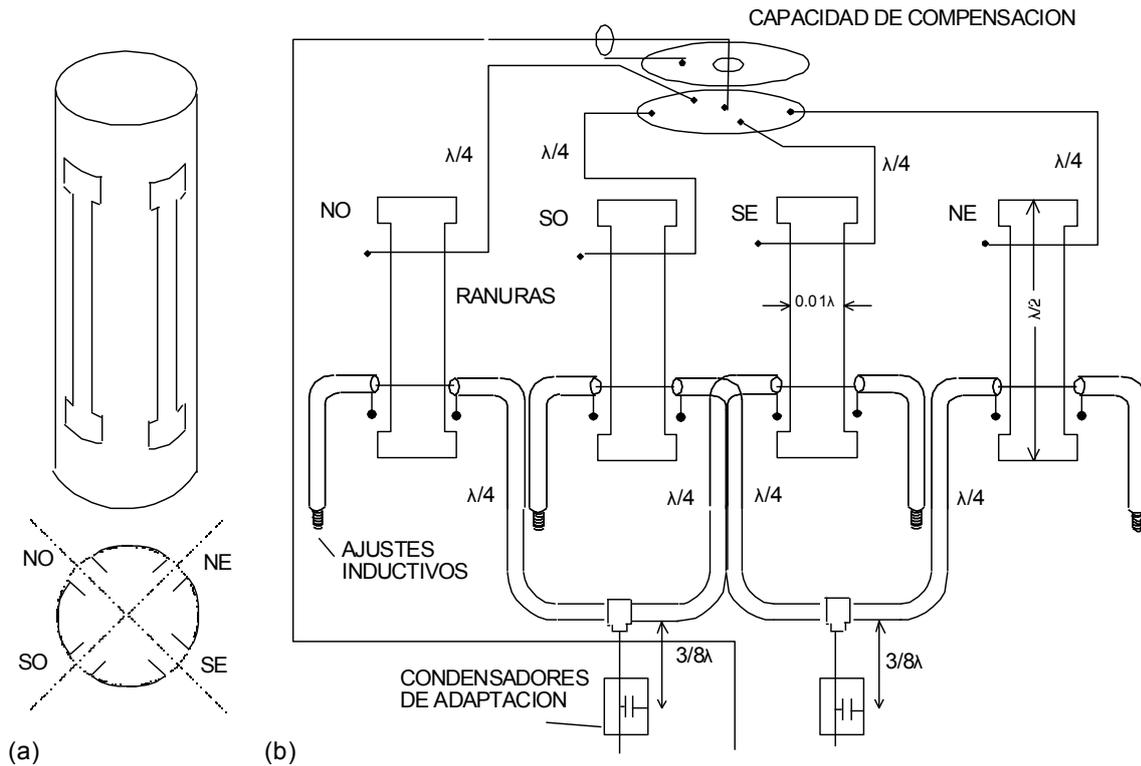


Fig. 2.7.- Representación simplificada de una antena de cuatro ranuras (a). Circuito eléctrico de alimentación con las ranuras desarrolladas sobre el plano del dibujo (b).

Para acoplar, sin pérdidas, la energía de RF a la carga que representa la antena se utilizan tres líneas de transmisión. Cada una de las tres líneas, de PBL y BLA y BLB, presenta una carga de 50Ω a las salidas del transmisor.

En la parte superior las ranuras son excitadas por PBL a través de 4 líneas de transmisión de 200Ω , formadas por conductores abiertos de $\lambda/4$ de longitud. Como estas líneas alimentan a las ranuras en fase, se produce un campo compuesto de cuatro lóbulos, en fase, de forma circular, dando lugar a un DDR global no direccional.

La reactancia inductiva, que reflejan las cargas capacitivas de las ranuras en el punto de entronque, se compensa con la capacidad formada por el disco de distribución y la placa situada en su parte superior.

En la parte inferior, cada línea de transmisión, alimenta en oposición a las ranuras y refleja su carga proporcionando una carga resultante de 75Ω a cada línea de alimentación de bandas laterales (BLCA y BLCB).

El desacoplo de impedancias entre las cargas resultantes (75Ω) y la impedancia característica de la línea (50Ω) se resuelve buscando a $3/8\lambda$ un punto de impedancia con la

parte resistiva 50Ω , cuya parte inductiva es cancelada por un condensador en paralelo de capacidad ajustable.

El CVOR, , exige unos requisitos de emplazamiento muy restrictivos, en relación a los obstáculos debido fundamentalmente a que la información de guiado está contenida en la señal VAR generada por medio de un DDR giratorio de características directivas

En algunos manuales, al conjunto que genera las tres radiofrecuencias moduladas (PBL, BLCA y BLCB) a partir de una señal de 30 Hz y de una radiofrecuencia de portadora sin modular se le denomina goniómetro

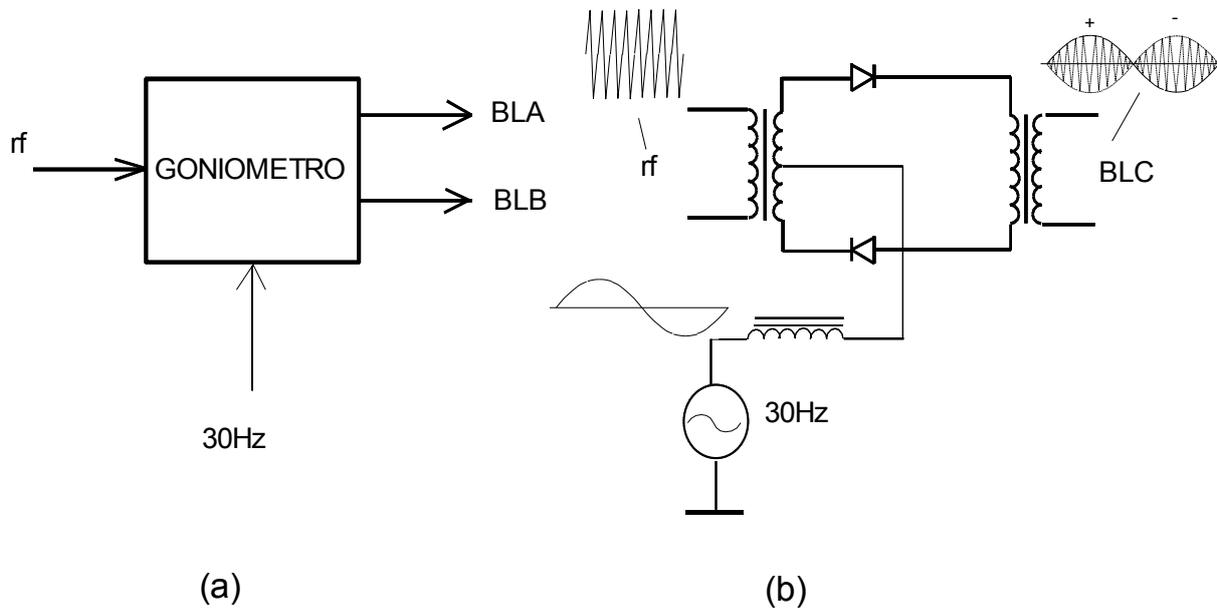


Fig. 2.8.- Representación simplificada de un Goniómetro (a) y circuito generador de banda lateral combinada (b).

En los equipos actuales todo el conjunto es electrónico, siendo el circuito más singular el generador de bandas laterales, a partir de la RF y de los 30 Hz.

2.4.- VOR DOPPLER O DVOR

El DVOR es una versión refinada del CVOR para garantizar la calidad de la señal de guiado, aún en presencia de obstáculos que provocarían perturbaciones inaceptables en la información de guiado procedente de un CVOR.

Las mejoras que introduce el DVOR están basadas en:

- La información de guiado está contenida en una modulación en FM (mayor protección frente al ruido) y emitida por antenas opuestas (BLS y BLI) girando a 30 ciclos por segundo (diversidad en espacio)
- Las señales REF y VAR son emitidas por DDR no direccionales.
-
- Efecto Doppler como principio de funcionamiento.

El sistema radiante del DVOR está constituido por una antena central o de PBL y un conjunto de antenas dispuestas en un anillo de forma simétrica (cuyo número puede oscilar entre 36 y 50 antenas de BL).

2.4.1.- Señales en el Espacio DVOR.

Consideremos el esquema de la figura 2.9 que representa la situación de las antenas de un DVOR en un instante determinado.

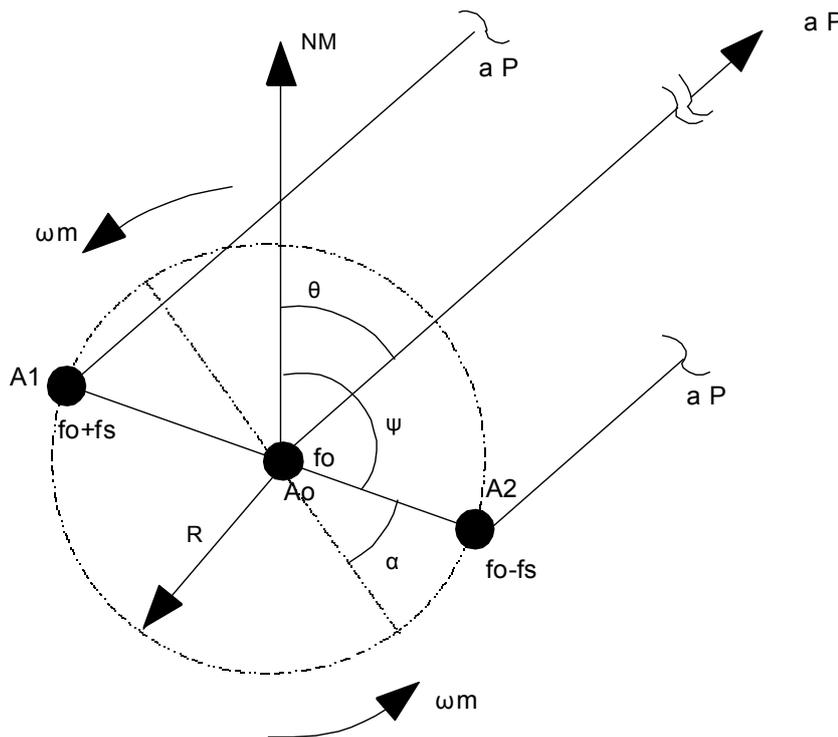


Fig. 2.9.- Señales de RF radiadas por un DVOR.

Consideremos que el DVOR genera una señal de BLC dada por la expresión:

$$e = E_1 \text{ sen } \phi_s \text{ sen } \phi_0$$

La antena central A_0 emite la señal de referencia, modulando directamente a la portadora, mientras que las antenas A_1 y A_2 transmiten las señales BLS y BLI:

$$e_{BLS} = \frac{E_1}{2} \text{sen} \left(\phi_0 + \phi_s - \frac{\pi}{2} \right)$$

$$e_{BLI} = \frac{E_1}{2} \text{sen} \left(\phi_0 - \phi_s + \frac{\pi}{2} \right)$$

La tabla siguiente indica las señales emitidas por cada antena, su expresión matemática y su denominación, en donde la antena A_0 significa la antena central y, A_1 y A_2 representan las antenas periféricas que giran a 1800rpm en sentido anti-horario.

ANTENA	SEÑAL RADIADA	DENOMINACIÓN
A_0	$E_p(1+m_2\text{sen}\phi_2)\text{sen}\phi_0$	REF
A_1	$E_1/2*\text{sen}(\phi_0+\phi_s-\pi/2)$	BLS
A_2	$E_1/2*\text{sen}(\phi_0-\phi_s+\pi/2)$	BLI

A_1 y A_2 radian una señal con amplitud, frecuencia y fase constantes, sin modular.

Las señales recibidas por un receptor situado en el campo lejano, tomando como centro de fases la antena A_0 , serán:

$$e_{REF}^{RX} = E_p(1 + m_2 \text{sen} \phi_2) \text{sen} \phi_0$$

$$e_{BLS}^{RX} = \frac{E_1}{2} \text{sen} \left(\phi_0 + \phi_s - \frac{\pi}{2} + \frac{2\pi}{\lambda_s} R \text{sen} \alpha \right) \quad (2.8)$$

$$e_{BLI}^{RX} = \frac{E_1}{2} \text{sen} \left(\phi_0 - \phi_s + \frac{\pi}{2} - \frac{2\pi}{\lambda_i} R \text{sen} \alpha \right)$$

De la geometría de la fig. 2.9 se obtiene:

$$\alpha + \psi = \frac{\pi}{2} + \theta$$

Pero como las antenas giran en sentido anti-horario a la velocidad angular de 30 Hz se puede poner:

$$\psi = -\omega_m t + \psi_0 \quad (2.10)$$

donde:

$\psi_0 =$ valor inicial del ángulo ψ .

$\omega_m =$ pulsación correspondiente a la señal de 30 Hz

Sustituyendo la ecuación (2.10) en (2.8) se tiene:

$$\alpha = \frac{\pi}{2} + \theta + \omega_m t - \psi_0 \quad (2.11)$$

Las expresiones $2\pi/\lambda_s$ y $2\pi/\lambda_i$ se pueden poner de la forma:

$$\begin{aligned} \frac{2\pi}{\lambda_s} &= \frac{\omega_0 + \omega_s}{c} \\ \frac{2\pi}{\lambda_i} &= \frac{\omega_0 - \omega_s}{c} \end{aligned} \quad (2.12)$$

Sustituyendo (2.11) y (2.12) en (2.8) se obtiene:

$$\begin{aligned} e_{BLS}^{RX} &= \frac{E_1}{2} \operatorname{sen} \left(\phi_0 + \phi_s - \frac{\pi}{2} + \frac{\omega_0 + \omega_s}{c} R \operatorname{sen} \left(\omega_m t + \frac{\pi}{2} + \theta - \psi_0 \right) \right) \\ e_{BLI}^{RX} &= \frac{E_1}{2} \operatorname{sen} \left(\phi_0 - \phi_s + \frac{\pi}{2} + \frac{\omega_0 - \omega_s}{c} R \operatorname{sen} \left(\omega_m t + \frac{\pi}{2} + \theta - \psi_0 \right) \right) \end{aligned}$$

La señal resultante será:

$$e_{BLC}^{RX} = e_{BLS}^{RX} + e_{BLI}^{RX}$$

que se puede escribir de la forma:

$$\begin{aligned} e_{BLC}^{RX} &= E_1 \operatorname{sen} \left(\phi_0 + \frac{\omega_s}{c} R \operatorname{sen} \left(\omega_m t + \frac{\pi}{2} + \theta - \psi_0 \right) \right) * \\ & * \operatorname{sen} \left(\phi_s + \frac{\omega_0}{c} R \operatorname{sen} \left(\omega_m t + \frac{\pi}{2} + \theta - \psi_0 \right) \right) \end{aligned}$$

y aproximarse por:

$$e_{BLC}^{RX} = E_1 \operatorname{sen}(\phi_0) * \operatorname{sen} \left(\phi_s + \frac{\omega_0}{c} R \operatorname{sen} \left(\omega_m t + \frac{\pi}{2} + \theta - \psi_0 \right) \right) \quad (2.13)$$

Si se hace que:

$$\Delta\phi_s = \frac{\omega_0 R}{c} \quad \text{y} \quad \phi_m = \omega_m t + \phi_1$$

donde: $\varphi_1 = -\psi_0 + \pi/2 + \theta$ (2.14).

La expresión (2.13) se puede poner como:

$$e_{BLC}^{RX} = E_1 \text{sen}(\phi_0) * \text{sen}(\phi_s + \Delta\phi_s \text{sen}(\phi_m))$$

y como $\Phi_1 = \Phi_s + \Delta\Phi_s \text{sen}\Phi_m$, resulta:

$$e_{BLC}^{RX} = E_1 \text{sen}(\phi_0) * \text{sen}(\phi_1)$$

La condición VOR ($\theta = \varphi_1 - \varphi_2$) se obtiene a partir de la relación (2.14) anterior:

$$\varphi_2 = \frac{\pi}{2} - \psi_0$$

Como puede observarse, la ecuación (2.13) representa una banda lateral combinada cuya pulsación de portadora es ω_0 y la señal moduladora tiene una pulsación central de ω_s y una desviación máxima $R\omega_0/c$ que se produce cuando las antenas del anillo se orientan sobre un eje perpendicular a la dirección en la que se encuentra punto P.

El valor de R, radio del anillo, se determinará de la ecuación:

$$\Delta\phi_s = \frac{\omega_0 R}{c}$$

Sabiendo que:

c: velocidad de la luz.

ω_0 : pulsación de portadora (entre 108 y 118 MHz)

$\Delta\phi_s$: desviación de frecuencia (16 radianes ó 480 Hz)

El valor que se obtiene para R es de 6,75m que se considera invariable y se determina el valor de $\Delta\phi_s$ para el margen de frecuencias, comprendido entre 108 y 118MHz. Así se obtienen unas desviaciones de fase de 15,25 a 16,68 radianes(límites que están dentro de los márgenes de tolerancia admitidos por la OACI en su anexo 10)

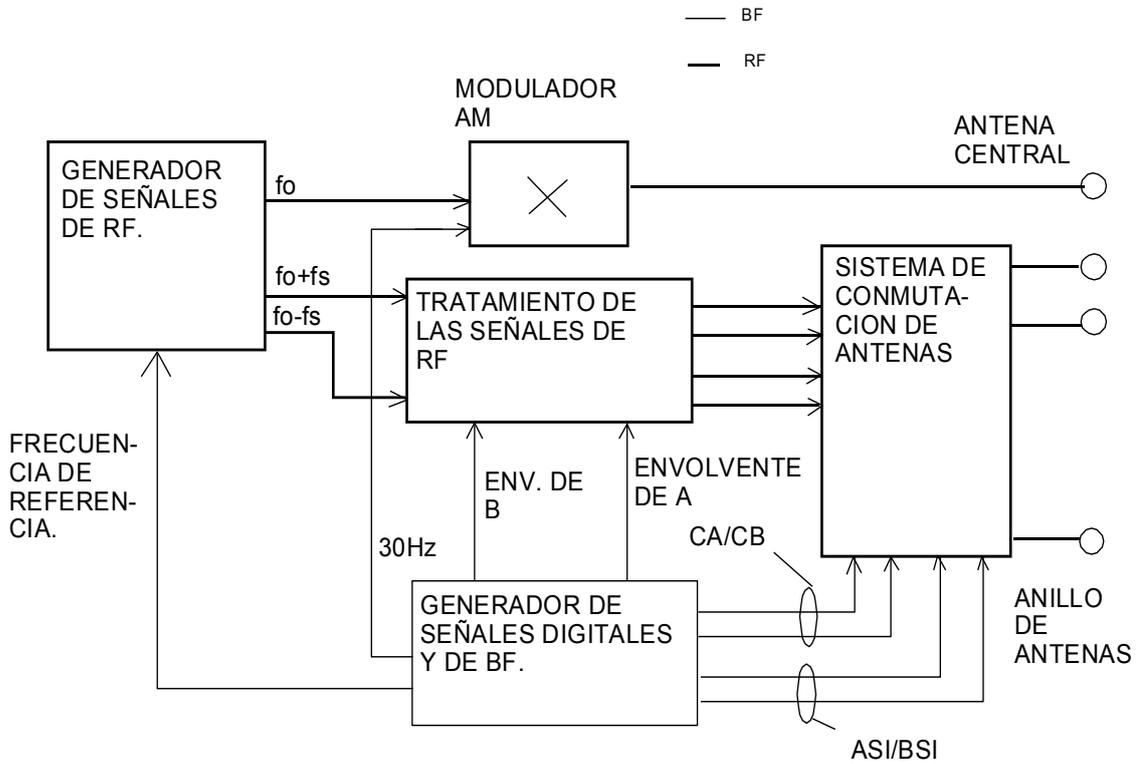


Fig. 2.10.- Diagrama general de bloques de un DVOR

Según el diagrama general de bloques de un DVOR representado en la Fig. 2.10, el generador de las señales de radiofrecuencia, en general dispone de dos frecuencias maestras f_0 de portadora y f_s , siendo esta última una frecuencia múltiplo entre otras de f_s (señal de subportadora o 9960 Hz)

Un esquema más detallado para el generador de señales de R.F. es el que se presenta la fig. 2.11.

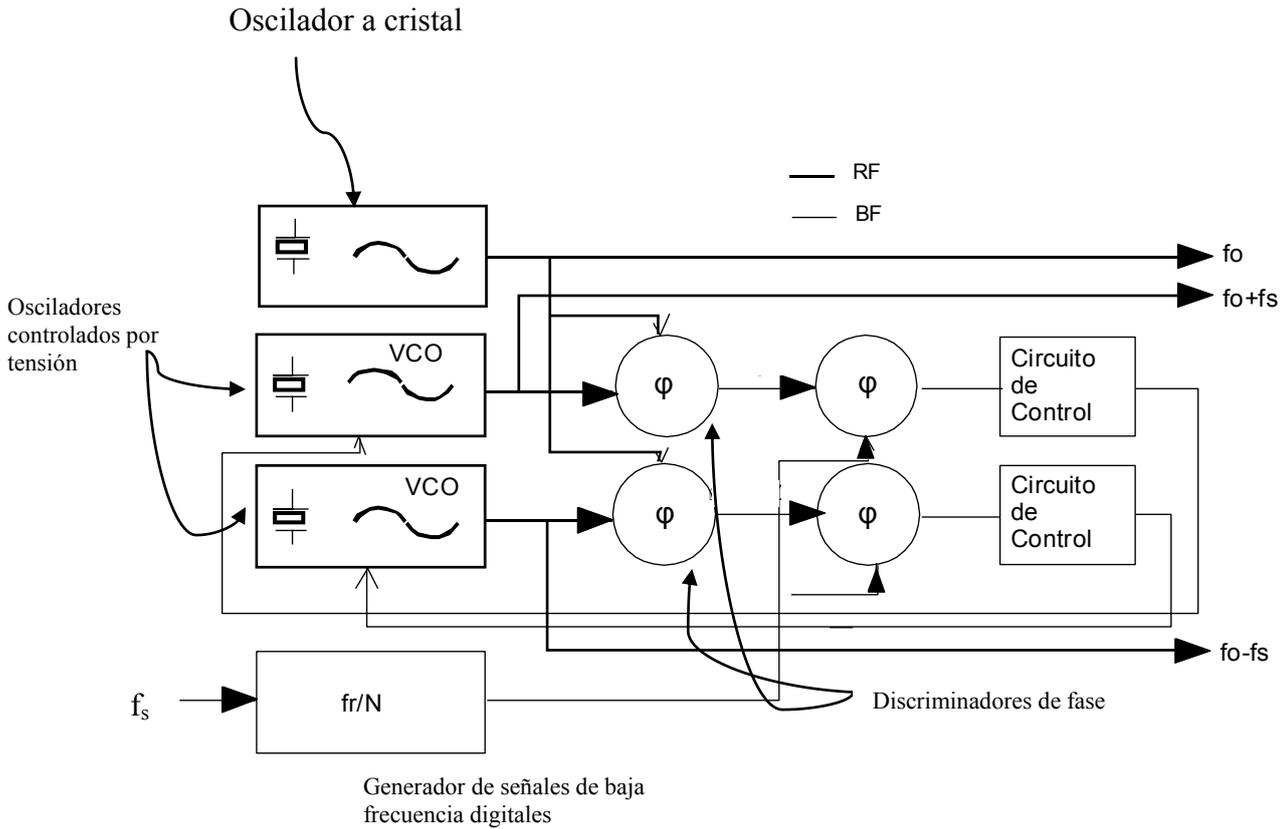


Fig. 2.11.- Esquema del generador de señales de radiofrecuencia

Existen dos frecuencias independientes f_0 y $f_s = f_r/N$. Los dos osciladores controlados por tensión (VCO'S) tienen como frecuencias nominales o centrales a f_0+f_s y f_0-f_s .

La frecuencia f_0 se introduce en discriminadores de fase cuyas otras entradas son las bandas laterales superior (f_0+f_s) e inferior (f_0-f_s), por lo que se tendrán salidas de una frecuencia en torno a f_s . Estas señales son, de nuevo, introducidas a otro discriminador de baja frecuencia cuya otra entrada es una señal obtenida al dividir la frecuencia de referencia $f_r = Nf_s$ por N , es decir la f_s .

A la salida de estos discriminadores se tiene una señal de control, que puede ser oscilante si no existe coherencia en las frecuencias anteriores o que, una vez establecida la coherencia, representa el deslizamiento de fases entre ellas. Se producen tensiones que actúan sobre los osciladores controlados por tensión consiguiendo un enclavamiento permanente y automático de las frecuencias.

Las señales de BLS y BLI producidas por el generador de señales de R.F. se manipulan en amplitud (blending) para que:

- adopten la configuración apropiada para alimentar las antenas en anillo no produzcan una alimentación de señal brusca a las antenas periféricas cuando éstas se activan, conectándose al circuito de R.F.
- se minimicen las radiaciones espúreas que resultarían de la transmisión de pulsos

rectangulares de R.F. de BLS y BLI al conmutar las antenas

- la simulación del giro de las antenas periféricas sea lo más precisa posible

Para ello, las señales de bandas laterales BLS y BLI se desdoblan para configurar 4 señales. Así, la energía radiada por una antena evoluciona suavemente, de tal forma que a partir de un máximo, la disminución de la energía radiada por esa antena esté compensada por el inicio de la radiación de la contigua en sentido antihorario. Así, las antenas se agrupan en pares e impares y son alimentadas sucesivamente por R.F.

Como la velocidad angular equivalente al giro de las antenas es de 30Hz, y cada antena se activa dos veces en un revolución (una con BLS y otra con BLI) el tiempo de activación de cada antena (T_a) será:

$$T_a = \frac{1}{30\text{Hz} \cdot \frac{N_a}{2}} \quad (2.14)$$

siendo N_a el número par de antenas del anillo

La forma de la envolvente de BLS y BLI depende del modelo de transmisor.

Por último, el generador de señales de BF y digitales, genera la frecuencia de referencia (f_r) que es un múltiplo de los 10Khz de f_s . Por divisiones sucesivas de esta frecuencia, genera las envolventes para las bandas laterales superior e inferior y las señales digitales de control para el circuito de conmutación de antenas.

2.5.- EQUIPO DE A BORDO VOR

El equipo embarcado VOR es el encargado de recibir, procesar y presentar la información proporcionada por la estación de tierra para su explotación en forma manual (piloto) o en forma automática (piloto automático)

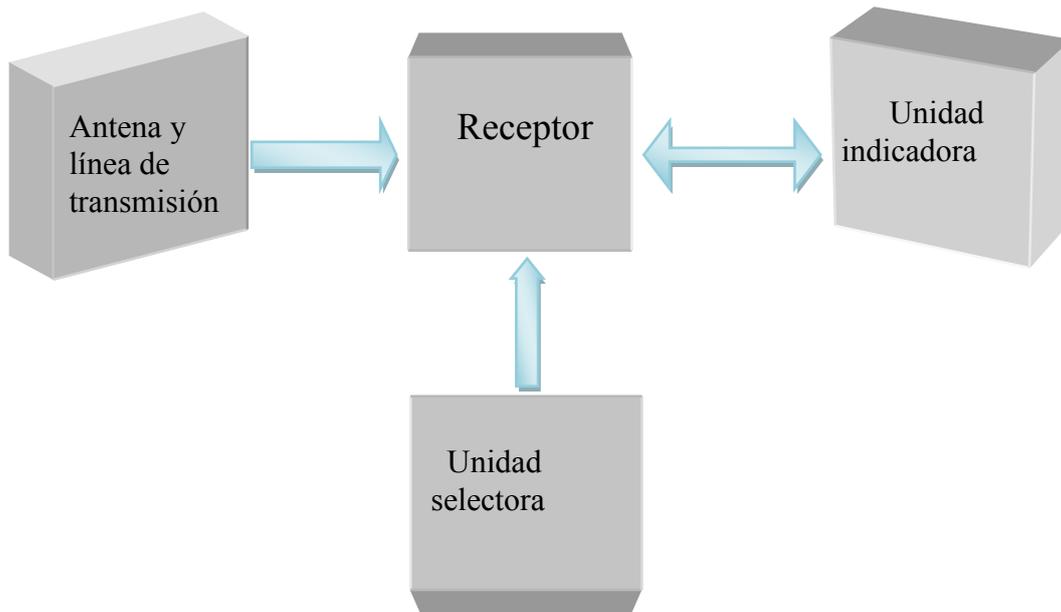


Fig. 2.14.- Diagrama de bloques general del equipo de a bordo VOR

2.5.1.- Antena y línea de transmisión.

La antena es la encargada de recibir la información procedente de la estación de tierra si cumple con los siguientes requisitos:

- Banda de trabajo desde 108 a 118Mhz
- Polarización horizontal
- DDR preferiblemente omnidireccional en el plano horizontal

La situación de la antena es generalmente el estabilizador vertical y está constituida por ranuras situadas a ambos lados del estabilizador para proporcionar un DDR lo más omnidireccional posible. Esta antena puede compartirse con el subsistema localizador del ILS, a excepción de las aeronaves certificadas para operaciones en CAT II/III .Por su parte, la línea de transmisión es normalmente coaxial, de unos 50 Ω de impedancia (característica de bajas pérdidas)

2.5.2.- Unidad selectora.

Esta unidad ubicada en la cabina permite al realizar las siguientes funciones:

- Encendido/apagado del equipo.
- Seleccionar la frecuencia de trabajo de una estación VOR.
- Seleccionar de forma automática el canal DME asociado a la frecuencia VOR.
- Iniciar la prueba de funcionamiento del receptor de a bordo mediante un pulsador de BITE (Built in Test Equipment) y presentar el resultado de la misma.

- Aumentar o disminuir el volumen de la señal de identificación de la estación seleccionada para ser escuchada por el piloto.

2.5.3.- Receptor/Procesador.

El receptor es del tipo clásico superheterodino de simple o doble conversión y su misión es proporcionar al procesador las señales que modulan en amplitud a la portadora.

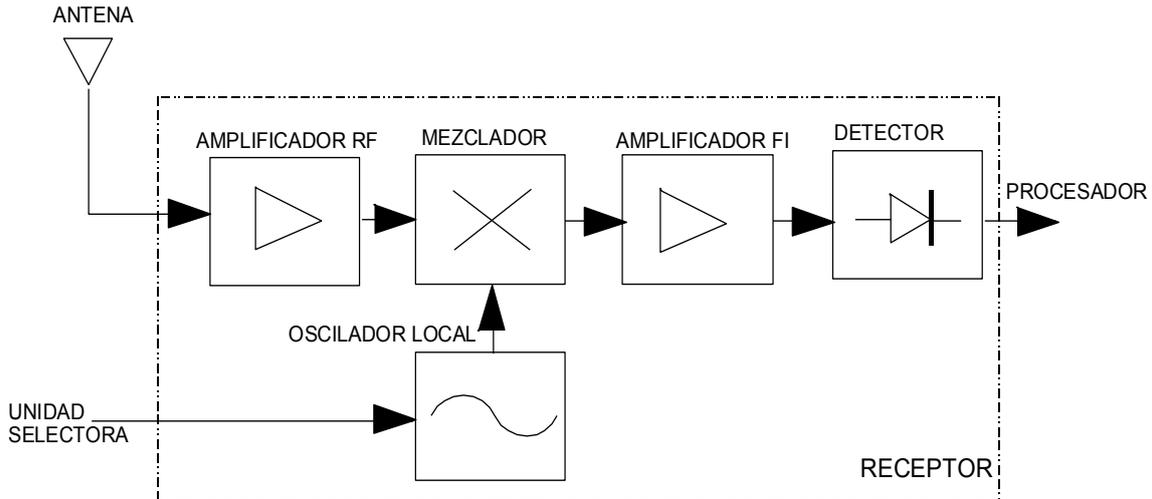


Fig. 2.15.- Diagrama de Bloques del Receptor VOR

La frecuencia seleccionada por el selector fija la frecuencia de oscilación del oscilador local y la sintonía del amplificador de R.F.

Al mezclador llegan las señales procedentes del amplificador de R.F. y del oscilador local. Del complejo de señales producidas, selecciona la que corresponde a la frecuencia intermedia (FI) a través del correspondiente filtro "pasa banda".

El amplificador de FI eleva el nivel de la señal correspondiente a la frecuencia intermedia. La salida del amplificador de FI se aplica al demodulador o detector de AM, quién produce a la salida las señales moduladoras que se envían al procesador.

El procesador tiene como misión la separación de las señales de REF, VAR e IDENT, así como la comparación de fases de las señales de navegación de 30Hz para la obtención de información útil a las funciones de navegación y guiado del piloto.

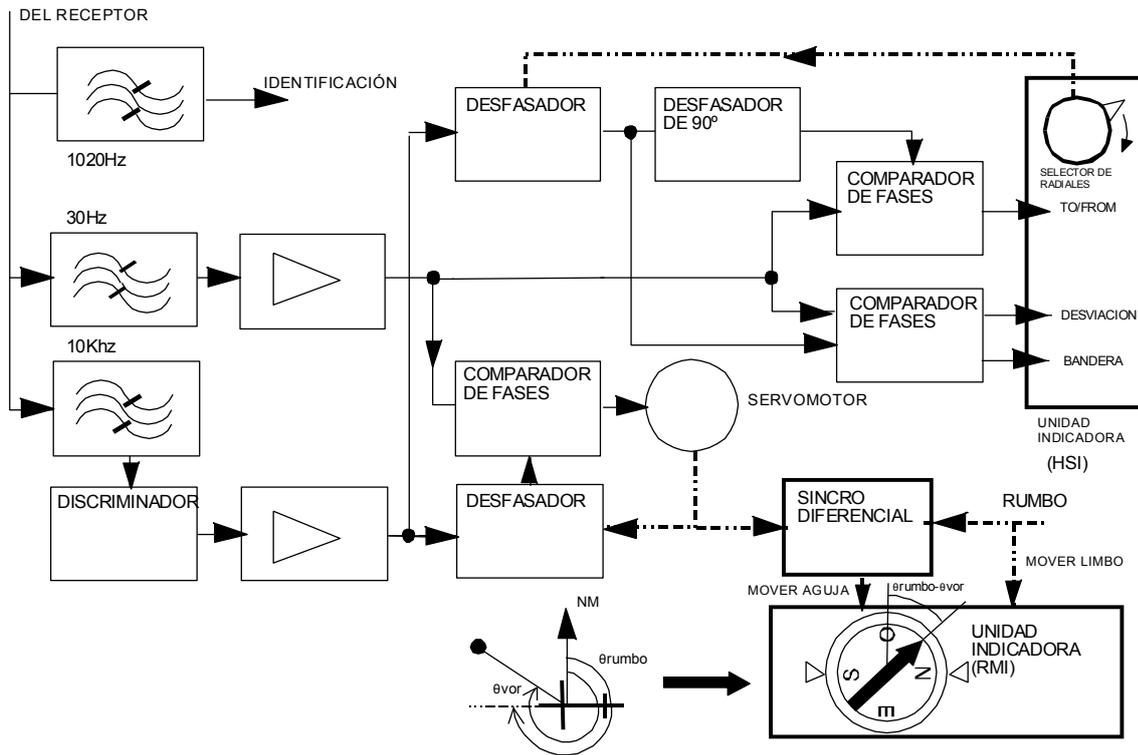


Fig. 2.16.- Diagrama de Bloques del Procesador VOR

Las señales demoduladas, entregadas por el receptor, son separadas entre sí mediante filtros, consiguiendo:

- Señal de 1020Hz de identificación, enviada al sistema integrado de audio para ser escuchada por el piloto.
- Señal de 30Hz que modula directamente en amplitud a la portadora.

Se procede a la comparación de fases de estas dos señales de navegación para obtener información de navegación y guiado.- Señal de subportadora de 9960Hz modulada en frecuencia por los 30Hz FM y que modula en amplitud a la portadora (la discriminamos para recuperar los 30 Hz FM).

Para la función navegación se desfasa la señal de 30Hz FM un ángulo α determinado por el giro de un servomotor. Tiene como misión el presentar al piloto, en una unidad indicadora denominada RMI (Radio Magnetic Indicator), el radial de situación de la estación VOR respecto de la aeronave. . Así, a la salida del desfasador la fase de esta señal será $\varphi_1 - \alpha$. Esta señal junto a los 30Hz AM, de fase inicial φ_2 , van a un comparador de fase cuya misión es proporcionar una señal de error al servo que será:

$$\epsilon_1 = K_1 \text{sen}(\varphi_1 - \alpha - \varphi_2)$$

La señal de error será independiente de si la señal captada procede de un CVOR o de un

DVOR como se indica en la tabla adjunta:

ESTACIÓN	SEÑALES VOR		SEÑAL DE ERROR
	REF	VOR	
CVOR	$\varphi_1 = \text{CTE} = 0^\circ$	$\varphi_2 = -\theta$	$K_1 \text{sen}(-\alpha + \theta)$
DVOR	$\varphi_2 = \theta$	$\varphi_1 = \text{CTE} = 0^\circ$	$K_1 \text{sen}(\theta - \alpha)$

La señal de error actuará sobre el servomotor haciendo que este evolucione para lograr que:

$$\theta - \alpha = 0^0 \quad \text{o} \quad \theta - \alpha = \pi$$

Siendo la primera solución de equilibrio estable y la segunda de equilibrio inestable, pero en ambos casos obtenemos el radial de situación del VOR respecto de la aeronave.

Normalmente el comportamiento del servomotor se puede considerar del tipo de "velocidad de giro directamente proporcional a la señal de error",

$$\frac{d\alpha}{dt} = K_1 \text{sen}(\theta - \alpha)$$

suponiendo que el ángulo de error ($\theta - \alpha$) es pequeño, así aproximamos el seno por el ángulo, obteniendo:

$$\theta - \alpha = (\theta - \alpha_0) e^{-K_1 t}$$

Si K_1 (seg^{-1}) es suficientemente grande comparada con la dinámica de giro (rad/seg) de la aeronave, se podrá considerar que $\alpha = \theta$.

Para la función de guiado se desfasa la señal de 30Hz FM un ángulo θ (determinado por el radial seleccionado por el piloto) en retraso. Junto con los 30HZ AM se comparan en fase y se suministra una señal de error proporcional a la:

$$\epsilon = K_2 \text{sen}(\varphi_1 - \theta - \varphi_2)$$

La señal de error será independiente de si la señal procede de una estación CVOR ó DVOR. Con ello, se indica al piloto la desviación con relación al radial seleccionado, así como si se está acercando (TO) ó alejando de la estación (FROM).

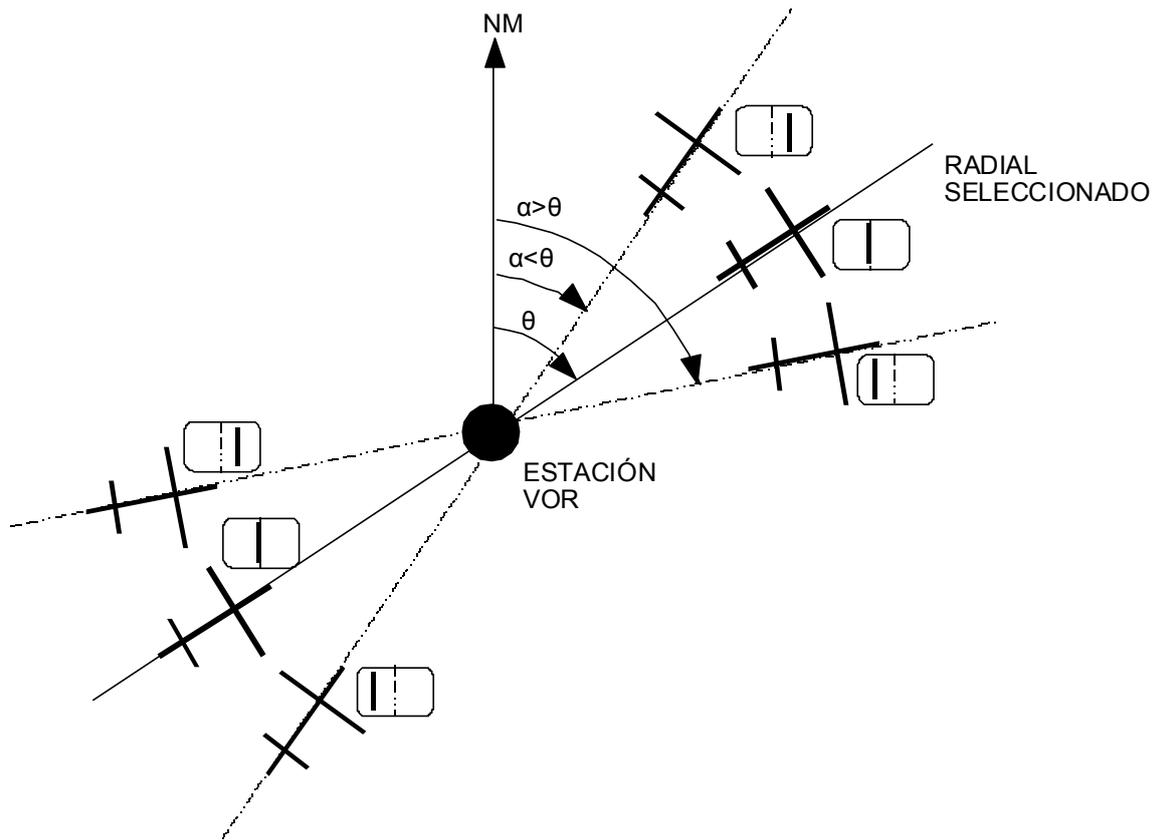


Fig. 2.17.- Esquema de posibles situaciones de la Aeronave respecto a un radial seleccionado.

Si se denomina α al radial de situación de la aeronave, distinto del valor θ seleccionado por el piloto, como se indica en la figura 2.17, las señales de error que obtenemos para las distintas posiciones se encuentran en la tabla siguiente:

ESTACIÓN	SEÑALES VOR		SEÑAL DE ERROR
	REF	VAR	
CVOR	$\varphi_1 = \text{CTE} = 0^\circ$	$\varphi_2 = -\alpha$	$k_2 \text{sen}(-\theta + \alpha)$
		$\varphi_2 = -\alpha - \pi$	$-k_2 \text{sen}(-\theta + \alpha)$
DVOR	$\varphi_2 = \text{CTE} = 0^\circ$	$\varphi_1 = \alpha$	$k_2 \text{sen}(\alpha - \theta)$
		$\varphi_1 = \alpha + \pi$	$-k_2 \text{sen}(\alpha - \theta)$

La señal de error actuará sobre la aguja indicadora de forma que su movimiento vendrá

dado por:

- $\alpha > \theta$ Señal de error positiva, desplazamiento de la aguja hacia la izquierda.
- $\alpha = \theta$ Señal de error nula, aguja centrada.
- $\alpha < \theta$ Señal de error negativa, desplazamiento de la aguja hacia la derecha.

El desplazamiento de la aguja debe de ser proporcional a la señal de error para indicar al piloto la situación del radial seleccionado y la intensidad de mando a aplicar para centrar la aeronave al radial seleccionado. Se puede si no aplicar el piloto automático (AFCS -Automatic Flight Control System) para que adopte las medidas correctoras precisas.

En segundo lugar, el procesamiento consiste en que la señal de 30 Hz y fase $\varphi_1 - \theta$ se aplica a un desfasador de $\pi/2$ al objeto de obtener a su salida una señal de fase $\varphi_1 - \theta - \pi/2$. Nos indicará si la aeronave se acerca (TO) ó se aleja (FROM) de la estación al determinar si $\varphi_1 - \varphi_2$ es mayor, menor ó igual a $\theta + \pi/2$.

A continuación esta señal va a un comparador de fase, junto con la señal de 30 Hz y fase φ_2 , para conseguir una señal de error proporcional:

$$\epsilon = K_3 \text{sen} \left(\varphi_1 - \theta - \frac{\pi}{2} - \varphi_2 \right)$$

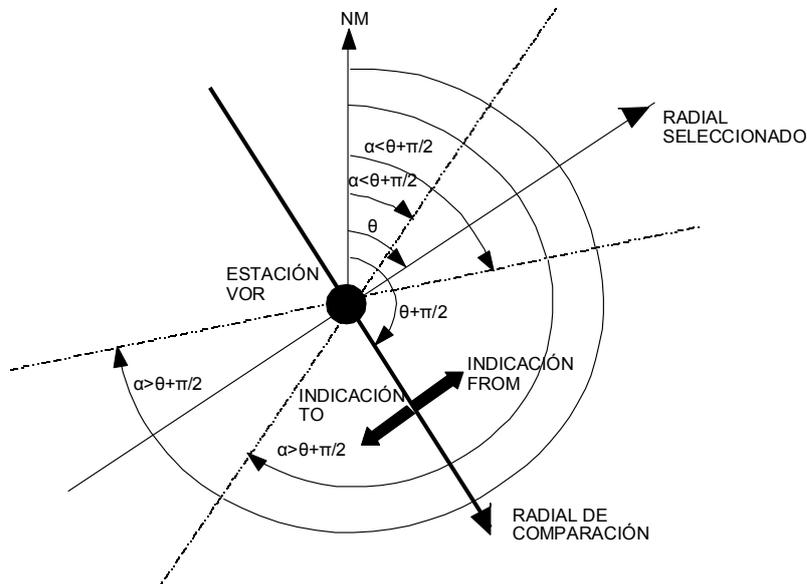


Fig. 2.18.- Esquema de posibles situaciones de la Aeronave respecto al radial $\theta + \pi/2$

Si denominamos α al radial de situación de la aeronave, distinto del valor θ seleccionado por el piloto, las señales de error, que obtendremos para los diferentes valores de α en función de si la señal es emitida por una estación CVOR o DVOR, se encuentran indicadas en la tabla adjunta:

ESTACIÓN	SEÑALES VOR		SEÑAL DE ERROR
	REF	VAR	
CVOR	$\varphi_1 = \text{cte} = 0^\circ$	$\varphi_2 = -\alpha$	$k_3 \text{sen}[\alpha - (\theta + \pi/)]$
DVOR	$\varphi_2 = \text{cte} = 0^\circ$	$\varphi_1 = \alpha$	$k_3 \text{sen}[\alpha - (\theta + \pi/2)]$

La señal de error actuará sobre el indicador de TO/FROM, presentando al piloto la siguiente información dada por:

- $\alpha > \theta + \pi/2$ Señal de error positiva, marcación TO.
- $\alpha = \theta + \pi/2$ Señal de error nula, no hay marcación. Indica situación sobre la vertical de la estación.
- $\alpha < \theta + \pi/2$ Señal de error negativa, marcación FROM.

2.5.4. Unidad Indicadora.

La información obtenida del procesador de señales VOR se puede presentar en las siguientes unidades indicadoras:

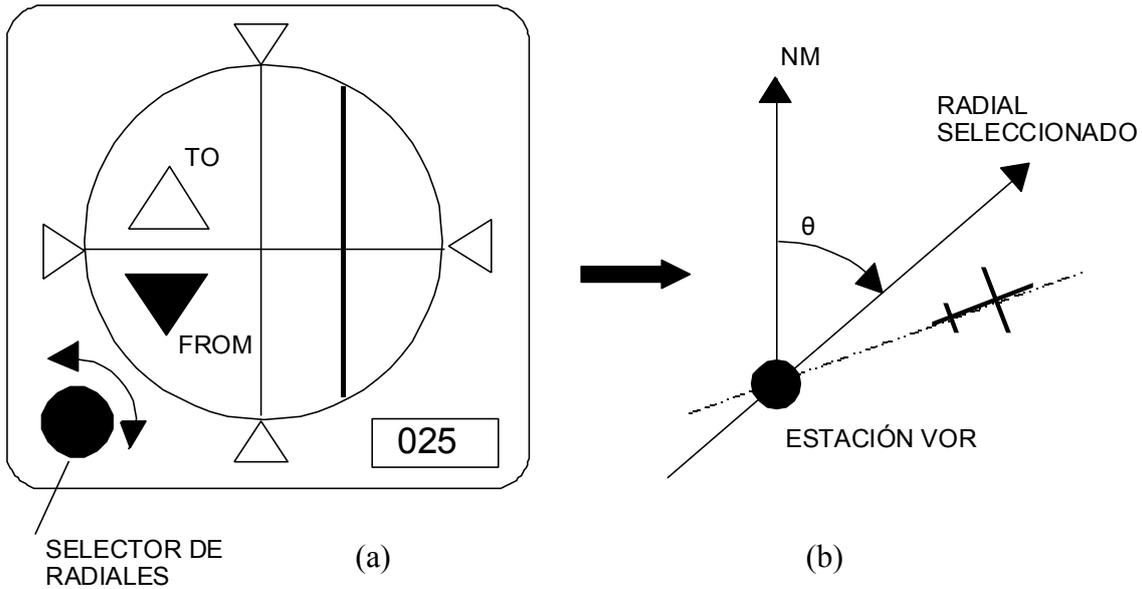
a) Indicador Radio Magnético (RMI)

La señal de valor θ se lleva a un circuito diferencial, alimentado a su vez con la señal procedente de la brújula de valor θ_{RUMBO} , para obtener a su salida una señal proporcional a $\theta_{\text{RUMBO}} - \theta_{\text{VOR}}$, que se utilizará para accionar la aguja del RMI.

La señal procedente de la brújula se utilizará para actuar sobre el limbo giratorio del RMI.

b) Indicador de Situación Horizontal (HSI).

Las señales que actuarán sobre el HSI, serán las correspondientes a ε_2 y ε_3 para producir el movimiento de la aguja indicadora y activar la marcación TO/FROM, respectivamente.



**Fig. 2.19.- Indicador del Sistema Horizontal (HSI) (a)
Situación de vuelo (b)**

2.6.- ERRORES DE TRANSMISIÓN CVOR

Independientemente del efecto de las distintas fases entre bandas laterales y portadora, que tanto en el CVOR como en el DVOR produce una disminución de la modulación espacial efectiva, en el caso del CVOR la generación de DDR dinámico, produce errores de carácter periódico, en relación con el radial θ respecto de la estación.

Estos errores se denominan, en función del número de ciclos presentes a lo largo de los 360° alrededor de la antena, de la forma siguiente:

- Error duantal (un ciclo, o un máximo positivo y otro negativo)
- Error cuadrantal (dos ciclos, o dos máximos positivos y otros dos negativos)
- Error octantal (cuatro ciclos, o cuatro máximos positivos y otros cuatro negativos)

El origen de estos errores se debe a la separación de las condiciones teóricas de las señales radiadas por los DDR A y B. El campo de señal variable resultante se obtiene al sumar ambos campos.

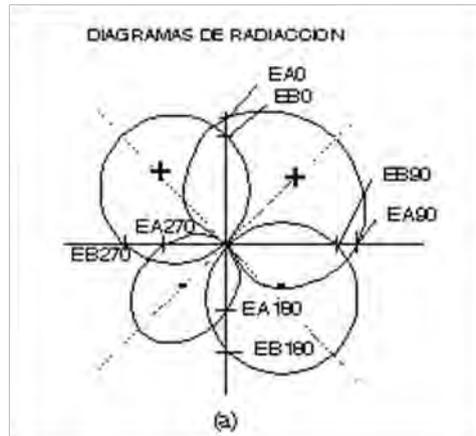


Fig. 2.20.(a) Representación de los DDR suponiendo que el lóbulo NE radia más que el SO.

Así, el error duantal es debido al desequilibrio entre los lóbulos radiados por uno de los DDR (el A, el B o ambos)

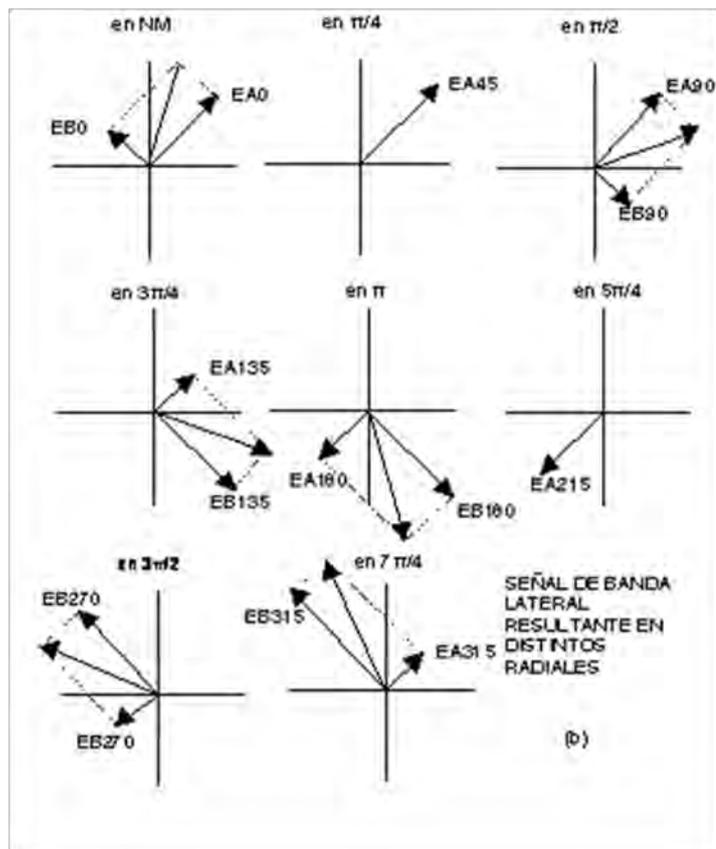
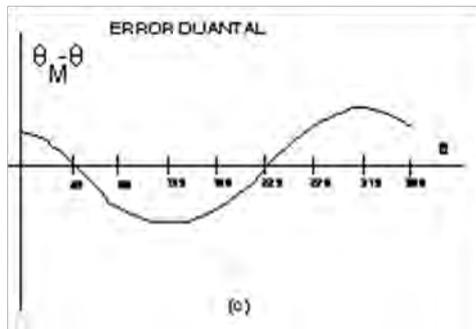


Fig. 2.20. (b) y (c) Representación de los DDR A y B correspondientes a cada 45° de giro de los DDR A y B partiendo del NM con relación a la situación ideal de DDR sin desequilibrios

En general el valor máximo de este error se manifiesta sobre las direcciones perpendiculares al eje que contiene los máximos del DDR afectado de radiación asimétrica y los nulos, justamente, sobre el eje anteriormente citado. Otras características importantes de este error es que si es máximo positivo en un determinado radial, el lóbulo que radia más energía está a 90° en sentido de las agujas del reloj y el lóbulo que radia menos energía está ubicado 90° en sentido anti-horario.

El error cuadrantal, por su parte, se debe a que el campo radiado por uno de los DDR es de distinta intensidad al otro. Tiene su origen en el transmisor, no en el sistema radiante. Se debe bien a un desequilibrio de potencias entre los canales BLA y BLB, o bien a una falta de "fasado" de R.F. entre alguna de ellas y la portadora. También puede deberse a la falta de cuadratura entre las señales de 30Hz correspondientes a BLA y BLB.

El error cuadrantal máximo positivo indica que el lóbulo que más radia está a 45° en sentido de las agujas del reloj. Este error además es siempre máximo en los puntos cardinales y nulo en sus bisectrices.

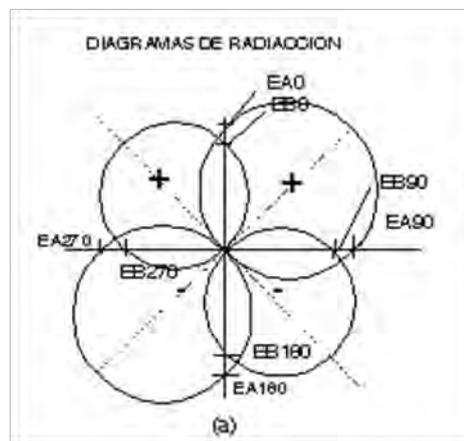
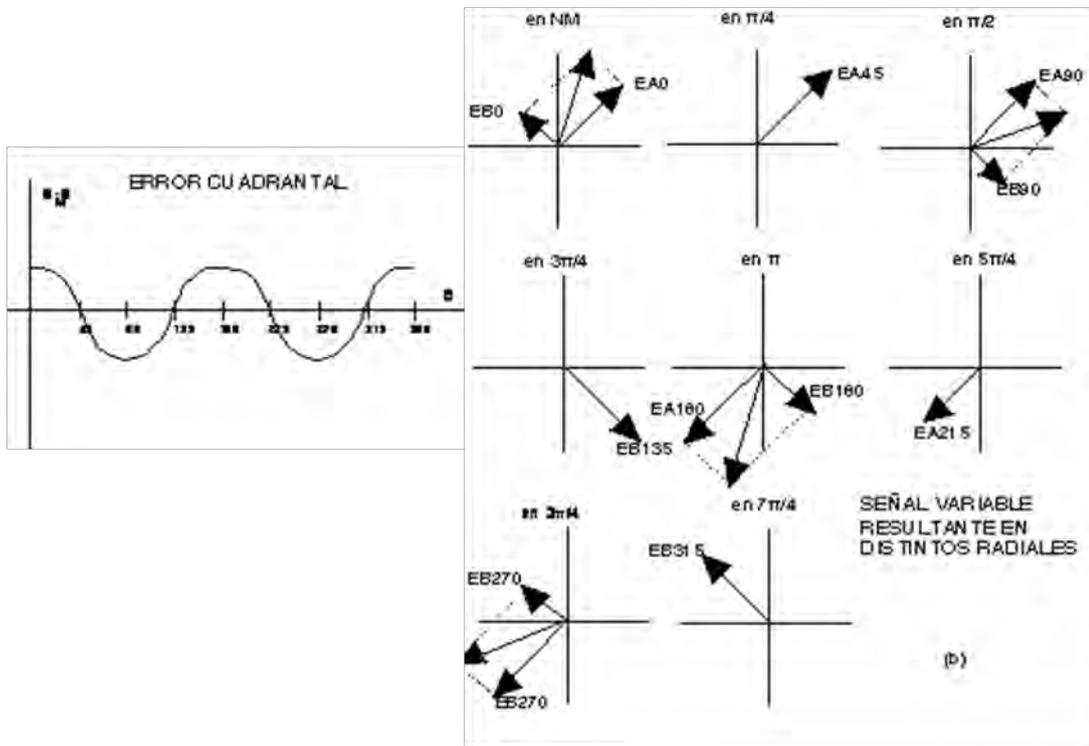


Fig. 2.21. (a) Diagramas de DDR con el par NE/SO radiando más energía que el par NO/SE



Aplicando trigonometría se puede obtener la expresión de la marcación del VOR (θ_M) en este caso, que resulta:

$$\tan \theta_M = \frac{(E_1 - E_2) + \tan \theta \cdot (E_1 + E_2)}{(E_1 + E_2) + \tan \theta \cdot (E_1 - E_2)} \quad (2.15)$$

Siendo E_1 y E_2 los campos correspondientes a BLA y BLB, respectivamente. Para $\theta=0$ resulta el valor de θ_M ,

$$\theta_M = \tan^{-1} \frac{(E_1 - E_2)}{(E_1 + E_2)} \quad (2.16)$$

Si admitimos que E_1 es aproximadamente igual a E_2 ,

$$\theta_M \approx \frac{(E_1 - E_2)}{(E_1 + E_2)} \quad (2.17)$$

Suponiendo que las amplitudes de las señales sean iguales, pero que E tenga un desfase de R.F. respecto de la portadora, φ , pequeño, se tendrá un error que se puede aproximar por:

$$\theta_M = \frac{1 - \cos \varphi}{1 + \cos \varphi} \approx \frac{1 - (1 - \varphi^2)}{1 + (1 - \varphi^2)} \approx \frac{\varphi^2}{2} \quad (2.18)$$

Es un error cuadrantal, producido por desfase entre portadora y una banda lateral, de amplitud igual al semicadrado de este desfase.

Si, por el contrario, la diferencia entre E_1 y E_2 se debe a que la potencia radiada por cada DDR es diferente se tendrá:

$$\theta_M = \frac{\sqrt{P_1} - \sqrt{P_2}}{\sqrt{P_1} + \sqrt{P_2}} = \frac{1 - \sqrt{P_2/P_1}}{1 + \sqrt{P_2/P_1}} \approx \frac{1}{2} \left(1 - \sqrt{\frac{P_2}{P_1}} \right) \quad (2.19)$$

Este error se identifica muy bien observando si los errores medidos en los puntos cardinales por un receptor VOR, o un detector de campo conectado al supervisor ó monitor, son consecutivamente de distinto signo.

Por último, existe otro error periódico, también debido al sistema y que tiene su origen en la deformación de los lóbulos de los DDR que son generalmente elípticos. Si la deformación es simétrica e igual en los cuatro lóbulos no producirá errores ni en los puntos cardinales ni en sus bisectrices, resultando un error cuyos nulos están situados en aquellas direcciones y cuyos máximos se presentan en los ángulos intermedios de las direcciones anteriormente mencionadas. Desde el punto de vista técnico, se pueden reducir al mínimo los errores debido a la propagación de la EEM si la antena captadora de la señal está tan próxima al sistema radiante del transmisor, aceptando la hipótesis de que sólo capta las señales directas (se puede considerar que la señal recibida está afectada solo por los errores del equipo de tierra)

En esta situación se tiene el problema inverso, es decir, conocido el error global del conjunto del transmisor, necesitamos determinar los componentes del mismo, como son:

- el error de alineamiento o constante.
- los errores periódicos duantal, cuadrantal y octantal.

El problema se resuelve recorriendo al desarrollo, en serie de Fourier, de la curva de error, obtenida experimentalmente $\varepsilon(\theta)$, considerando solamente los términos correspondientes a los componentes periódicos:

$$\epsilon(\theta) = a_0 + a_1 \cos \theta + b_1 \sin \theta + a_2 \cos 2\theta + b_2 \sin 2\theta + a_4 \cos 4\theta + b_4 \sin 4\theta \quad (2.20)$$

Los coeficientes a_i y b_i se obtendrán mediante:

$$\begin{aligned} a_0 &= \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \epsilon(\theta) d\theta \\ a_i &= \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} \epsilon(\theta) \cos i\theta d\theta \\ b_i &= \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} \epsilon(\theta) \sin i\theta d\theta \end{aligned} \quad (2.21)$$

Como en general, se evalúa $\epsilon(\theta)$, en una serie de puntos predefinidos las integrales anteriores se deben aproximar por los sumatorios siguientes:

$$\begin{aligned} a_0 &= \frac{\Delta\theta}{2\pi} \sum_{n=0}^{N-1} \epsilon(\theta_n) \\ a_i &= \frac{\Delta\theta}{\pi} \sum_{n=0}^{N-1} \epsilon(\theta_n) \cos i\theta_n \end{aligned} \quad (2.22)$$



$$b_i = \frac{\Delta\theta}{2\pi} \sum_{n=0}^{N-1} \epsilon(\theta_n) \sin i\theta_n$$

En donde N representa el número de puntos en los que se conoce el valor del error.

Calculados los coeficientes a_i y b_i es posible reconstruir los errores característicos del CVOR. Así, el error de alineamiento será a_0 (2.20) y los errores duantal, cuadrantal y octantal tendrán por amplitud y fase inicial:

$$\begin{aligned} |\epsilon_i| &= \sqrt{a_i^2 + b_i^2} \\ \epsilon\angle &= \tan^{-1} \frac{a_i}{b_i} \end{aligned} \quad (2.23)$$

Una vez conocidos los errores característicos es posible diagnosticar cuales son las fuentes de los mismos y proceder a su corrección.

2.7 ERROR DEL SISTEMA VOR.

Se entiende por error del sistema VOR al conjunto de los errores instrumentales, equipo en tierra y de a bordo, y los asociados con la propagación de las señales radioeléctricas que producen una alteración en el radial de marcación.

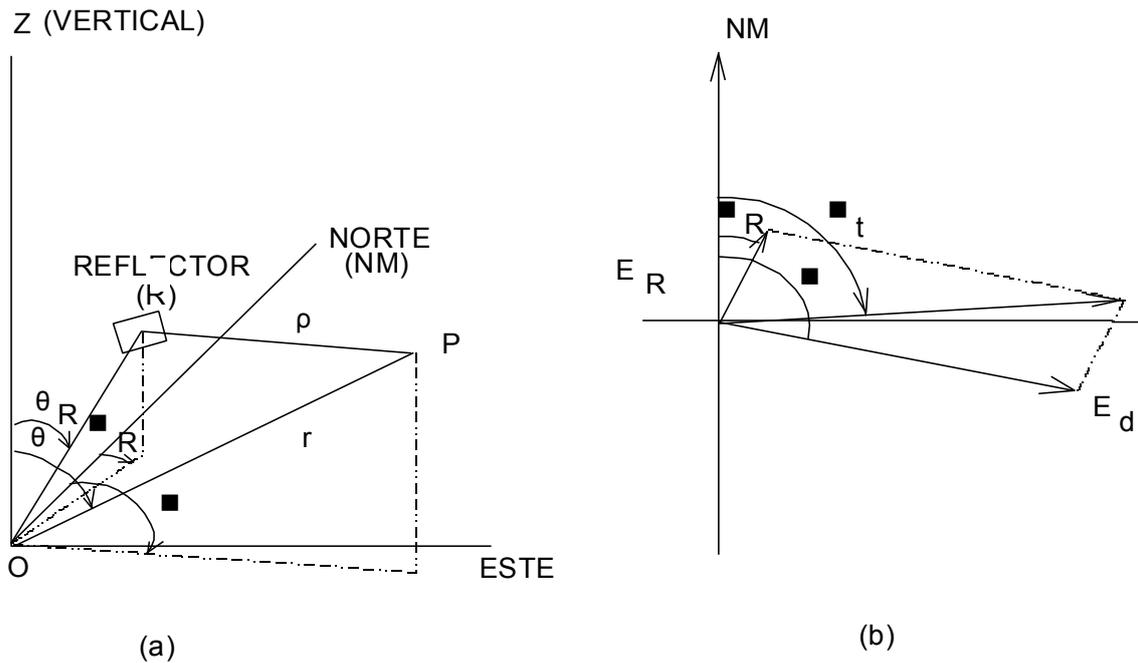
SEGMENTO		FUENTE DE ERROR	ORIGEN
EQUIPO DE TIERRA	CVOR	ALINEAMIENTO	discutido en la sección 2.6
		DUANTAL	
		CUADRANTAL	
		OCTANTAL	
	DVOR	ALINEAMIENTO	
EQUIPO DE A BORDO		RECEPTOR/PROCESADOR	Interferencias, inclinación de la antena, redondeos.
PROPAGACIÓN		OBSTÁCULOS NATURALES Y ARTIFICIALES	Reflexión, Difracción en la sección 2.8

2.8.- CARACTERÍSTICAS OPERATIVAS DEL VOR

2.8.1.- Características de los errores de propagación.

Las reflexiones sobre obstáculos hacen que la señal recibida en el punto de recepción sea la superposición del haz directo con los procedentes de las distintas reflexiones. Esto provoca que tanto las transmisiones del CVOR como las del DVOR estén sometidas a las perturbaciones en la propagación.

Para considerar el efecto de estas reflexiones se puede hacer una modelación simplificada para poder prevenir o identificarlo este error y corregirlo, en su caso.



**Fig. 2.18.- Recepción en P del campo directo y reflejado (a).
 Amplitud del campo de BL resultante (b)**

Esta modelación supondrá que a un punto cualquiera P (r,φ,θ) llegan dos campos EEM que vendrán dados por las expresiones siguientes:

$$\begin{aligned}
 E_d &= E_0 \frac{e^{-jkr}}{4\pi r} f(\theta, \varphi) \\
 E_r &= E_0 A_{ef} \frac{e^{-jk(R+\rho)}}{4\pi(R+\rho)} f(\theta_R, \varphi_R)
 \end{aligned}
 \tag{2.24}$$

Donde:

- E_d, E_r : Campos directo y reflejado, respectivamente.
- E₀ : Campo radiado por la antena.
- f(θ,φ) : Factor de directividad de la antena.
- K = 2π/λ : Constante de propagación.
- A_{física} : Relación entre el campo reflejado e incidente en el reflector.

- Para el caso de que el diagrama de radiación del foco transmisor sea no direccional se tiene $f(\theta, \varphi) = 1$, con lo que para este caso la relación entre los módulos de las (2.24) dará la relación de amplitudes entre los campos directo y reflejado

$$\frac{E_r}{E_d} = A_{física} \frac{r}{(R + \rho)} e^{-jk(R+\rho-r)} \quad (2.25)$$

que indica que depende sólo de las características del reflector (A) y de la diferencia de distancias recorridas entre el haz directo y reflejado ($r/R+\rho$). Como $R+\rho > r$ y $A < 1$, obviamente $E_r < E_d$ y el efecto es, normalmente insignificante.

- Sin embargo, cuando el DDR es direccional:

$$\frac{E_r}{E_d} = A_{física} \frac{r}{(R + \rho)} \frac{f(\theta_R, \varphi_R)}{f(\theta, \varphi)} e^{-jk(R+\rho-r)}$$

que si se aplica para el DDR sobre el plano de superficie ($\theta, \theta \sim 90^\circ$), para el DDR dinámico, se tiene:

$$\left| \frac{E_r}{E_d} \right| = A_{física} \frac{r}{(R + \rho)} \frac{\cos(\omega_m t - \varphi_R)}{\cos(\omega_m t - \varphi)} \quad (2.26)$$

que indica que, salvo cuando $\varphi_R = \varphi$, la relación entre el campo reflejado y el directo oscila entre $-\infty$ y $+\infty$. Así, cuando la amplitud del campo directo de BL pasa por un cero, el campo reflejado es no nulo, produciendo un error significativo.

La situación puede presentarse muy bien a través de las envolventes de 30 Hz que corresponden a la BL directa y reflejada, en donde la fase de la envolvente del campo resultante (φ_t) es la marcación dada por el CVOR, en vez de (φ) que es la que corresponde a la fase teórica de BL en P. Se obtiene un error de marcación de amplitud:

$$(2.27)$$

$$|\varphi_t - \varphi| = \tan^{-1} \left(\frac{E_d A_{física} \frac{r}{(R + \rho)} \text{sen}(\varphi_R - \varphi)}{E_d \left(1 + A_{física} \frac{r}{(R + \rho)} \text{cos}(\varphi_R - \varphi) \right)} \right)$$

$$\approx \tan^{-1} \left(A_{física} \frac{r}{(R + \rho)} \text{sen}(\varphi_R - \varphi) \right)$$

Si $R + \rho \gg A_f r$

Este error por reflexiones tendrá una amplitud máxima cuando el punto de recepción y la zona que produce la reflexión están 90° desplazados y nulo cuando están alineados, respecto de la estación CVOR.

Cuando el reflector o foco perturbador es plano las reflexiones cumplen, aproximadamente, las leyes de la reflexión ideal.

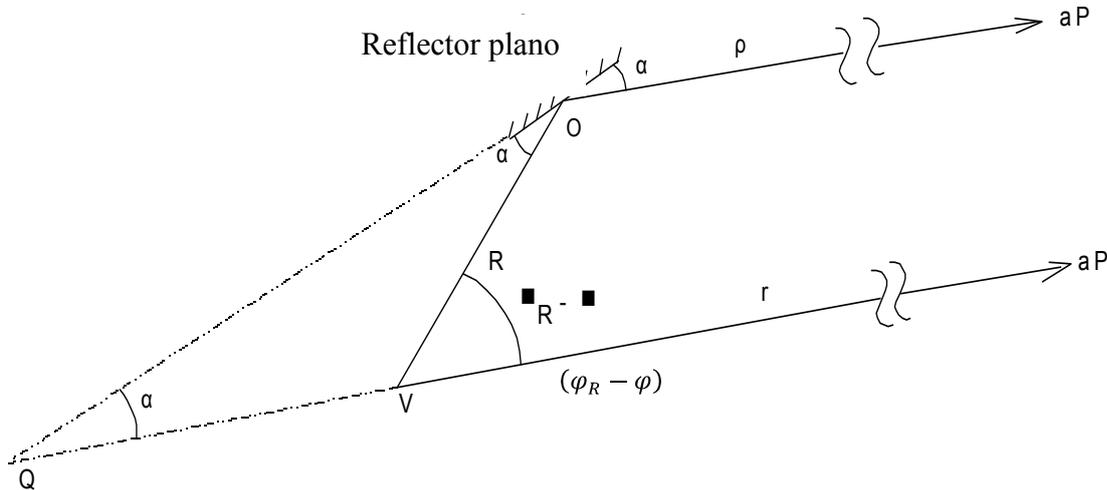


Fig. 2.19.- Relación de ángulos en un reflector plano.

En este caso, para el triángulo OVQ se tiene:

$$\pi = 2\alpha + [\pi - (\varphi_R - \varphi)]$$

de donde:

$$(\varphi_R - \varphi) = 2\alpha \tag{2.28}$$

por consiguiente, la (2.27) se convierte en:

$$|\varphi_t - \varphi| = \text{atan} \left(A_{física} \frac{r}{(R + \rho)} \text{sen } 2\alpha \right)$$

Teniendo en cuenta que el área efectiva desde la que incide la perturbación puede considerarse como proporcional al $\text{sen}\alpha$ del área física:

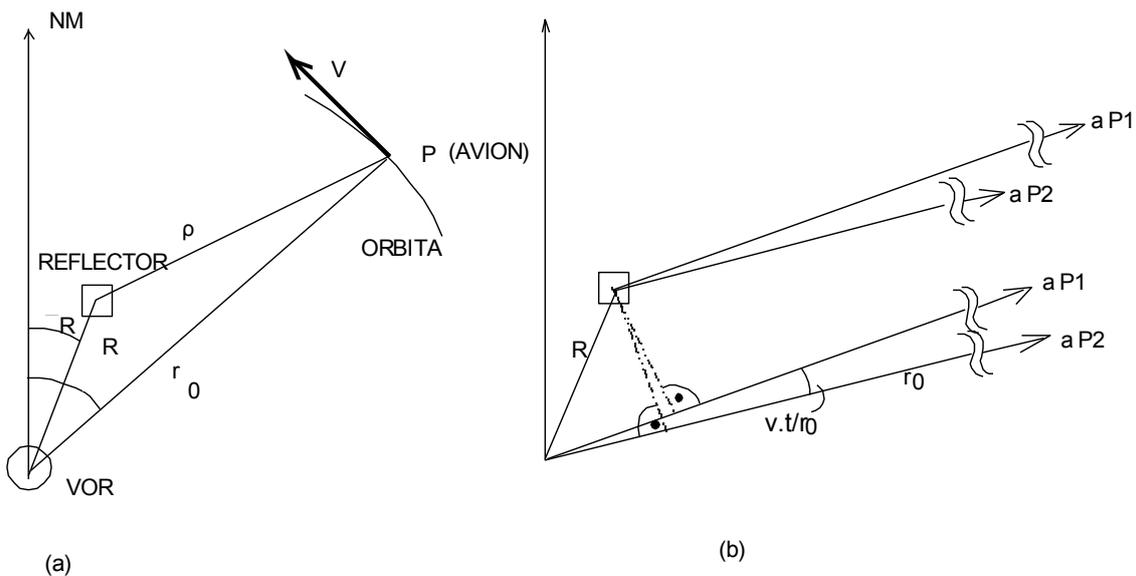
$$\varphi_t - \varphi = \text{atan} \left(A \text{sen}\alpha \frac{r}{(R + \rho)} \text{sen } 2\alpha \right) \quad (2.29)$$

Interesa conocer cómo evoluciona este error con el espacio, es decir, al desplazarse el avión receptor. Las oscilaciones del error de marcación al desplazarnos en el espacio son debidas a la variación de la diferencia de fase de R.F. pues se tiene el máximo rendimiento cuando existe alineación de fase con la señal directa, en este caso, y nulo cuando están en cuadratura.

De las expresiones de los campos EEM tenemos que la diferencia de fase entre el haz directo, cuya fase de R.F. de BL debe coincidir con la de la portadora, y el haz reflejado será:

$$\phi = -k(R + \rho - r) \quad (2.30)$$

Para un avión receptor, realizando una órbita a una distancia r_0 de la estación transmisora, se tiene un cambio de fase en el intervalo de tiempo (t)



**Fig. 2.20.- Señal directa y reflejada que llegan al punto P (a).
 Hipótesis de campo lejano (b).**

$$\phi_1 - \phi_2 = -k(\rho_1 - \rho_2) \approx k \frac{v \cdot t}{r_0} R \text{sen}(\varphi_R - \varphi) \quad (2.31)$$

Donde:

- $\phi_1 - \phi_2$: diferencia de fases de R.F. de las señales de banda lateral directa y reflejada que alcanzan P1 y P2 respectivamente.
- v, t : velocidad del avión y tiempo que tarda en recorrer el arco P₁P₂.
- ρ_1, ρ_2 : distancias entre el reflector y el avión en los puntos P₁ y P₂.

Así pues, la diferencia de fase correspondiente a un ciclo del error vendrá dado por:

$$2\pi = k \frac{v \cdot T}{r_0} R \text{sen}(\varphi_R - \varphi)$$

por lo que su frecuencia vendrá dada por:

$$f = \frac{2\pi}{T} = k \frac{v \cdot R}{r_0} \text{sen}(\varphi_R - \varphi) = \frac{2\pi v R}{\lambda r_0} \text{sen}(\varphi_R - \varphi) \quad (2.32)$$

y su "longitud de onda" o espacio correspondiente a un ciclo:

$$S = \frac{2\pi r_0}{k R \text{sen}(\varphi_R - \varphi)} = \frac{\lambda r_0}{R \text{sen}(\varphi_R - \varphi)} \quad (2.33)$$

Estas expresiones permiten, conocida la trayectoria del avión (órbita de radio r_0) y la longitud de onda (λ), determinar cuando la frecuencia es máxima ($\varphi - \varphi_R = \pm\pi$), la distancia (R) a la que se encuentra el obstáculo perturbador.

Cuando el vuelo es radial, la frecuencia correspondiente a la oscilación del error que aparece en el punto de recepción, debido a reflexiones también puede determinarse considerando que una diferencia de fase de 2π radianes entre los caminos recorridos por el haz directo y reflejado corresponde a un ciclo del error detectado:

$$\phi_1 - \phi_2 = -k(\rho_1 - \rho_2) - (r_1 - r_2) \approx kd \left(\frac{1}{\cos \alpha} - 1 \right)$$

se tendrá un ciclo de error de la señal recibida

$$S = \frac{\cos \alpha}{1 - \cos \alpha} \lambda \tag{2.34}$$

Como resumen, cuando se dispone de un registro de errores de un CVOR (el único que posee errores de propagación significativos debido a la "directividad" de su DDR de BL) obtenidos a partir de "flight check" es posible, analizando la amplitud y frecuencia, identificar la ubicación geográfica del foco perturbador.

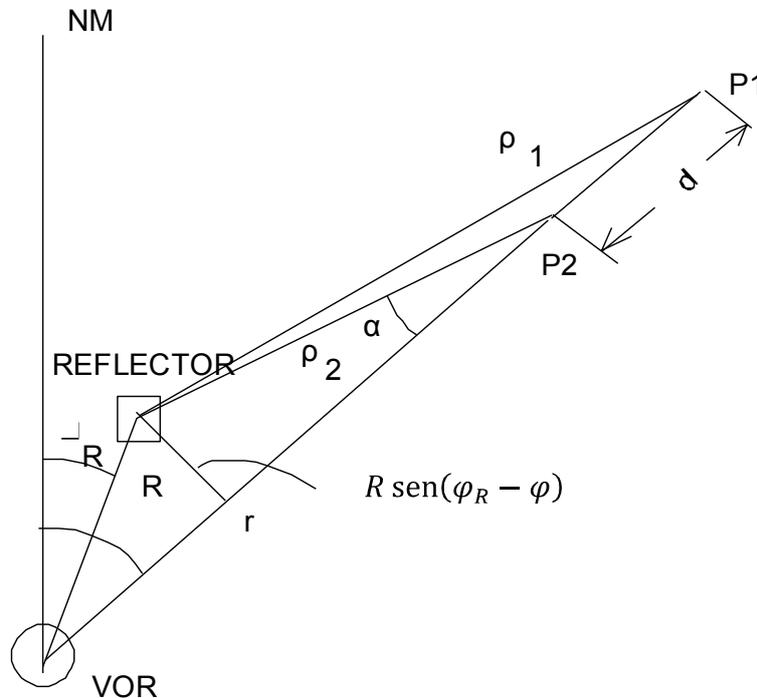


Fig. 2.25.- Señales directa y reflejada en un vuelo radial.

2.8.2.- Criterios para el Emplazamiento de un CVOR.

Los criterios que deben seguirse para situar un CVOR son los siguientes.

El **terreno próximo** tiene que cumplir los siguientes requisitos:

- (1) Será de la forma indicada en la figura 2.26, preferiblemente llano, con un mínimo de discontinuidades visto desde la antena. Las irregularidades pueden ser de tipo cóncavo ó

convexo, siendo las cóncavas las que originarán errores en las marcaciones del VOR más significativos.

El terreno será llano y horizontal hasta un mínimo de 50 metros de radio desde la antena y, a partir de aquí hasta los 300m se admitirán singularidades que cumplirán el criterio de

Raileigh (la diferencia de fases entre la señal directa y reflejada en el terreno sea inferior a 45°):

$$H_{irregularidad} \leq \frac{\lambda L}{\sqrt{16H^2 - \lambda^2}} - H$$

λ = longitud de onda.

L= distancia al obstáculo medido desde la antena del CVOR.

H= altura del centro de fases de la antena del CVOR.

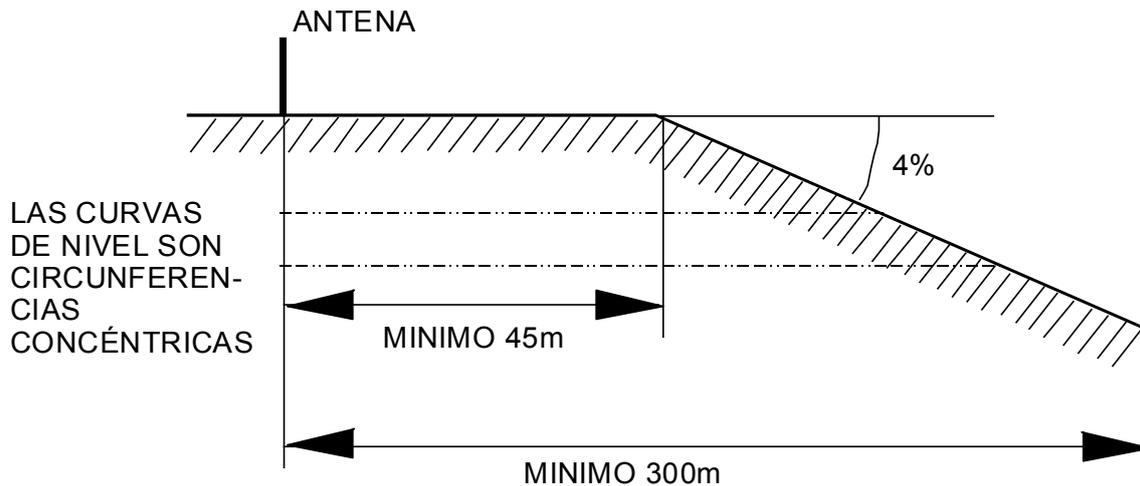


Fig. 2.26.- Forma ideal del terreno próximo a la antena CVOR

(2) Las instalaciones en la cima de una montaña exigirán una plataforma circular plana y horizontal, de altura igual o superior a la seleccionada para la instalación. El radio de esta plataforma se encuentra indicada en la tabla siguiente:

DISTANCIA A LAS MONTAÑAS PRÓXIMAS	RADIO DE LA PLATAFORMA
$\geq 5NM$	$45m < R \leq 53m$
$1NM \leq D \leq 5NM$	$53m < R \leq 60m$
$D < 1NM$	$60m < R \leq 75m$

(3) La instalación en lugares desde donde se tenga en línea de vista superficies de agua exigirán la realización de estudios específicos.

El **terreno alejado** puede originar perturbaciones de consideración en la calidad de los radiales VOR. La forma del terreno puede tipificarse como promontorios de elevada altura respecto de la antena del CVOR o superficies lisas.

Los efectos que provocan estas obstrucciones son:

- Los radiales que pasan por encima de los obstáculos sufren fuertes perturbaciones en las zonas comprendidas entre el obstáculo y la antena (mecanismo de reflexión) o un poco más allá del obstáculo (mecanismo de difracción).

- Los radiales paralelos a las superficies planas producen perturbaciones cuya amplitud y ondulación de debido al efecto de scalloping pueden ser estimadas

Las **obstrucciones** de carácter general situadas dentro de un círculo de radio de unos 225m deben eliminarse excepto:

➤ Los árboles y bosques deben de cumplir los siguientes requisitos:

- Árboles aislados de altura igual ó inferior a 9m pueden tolerarse a distancias superiores a 150m.

- Grupos de árboles estarán situados a distancias superiores a 300m y subtendiendo un ángulo vertical inferior ó igual a 2° medidos desde la horizontal que pasa por el centro de fases de la antena.

- Los árboles en instalaciones de montaña no deben verse a distancias inferiores a 300m.

➤ Las cercas metálicas deben cumplir los siguientes requisitos:

- Cercados de alambre de tipo granja, de altura inferior a 1.2m no deben estar situados a distancias inferiores a 60m.

- Cercas de tipo cadena de eslabones, de altura inferior a 1.8m no deben estar situadas a distancias inferiores a 150m.

- No se permitirán cercas metálicas a distancias superiores a 150m cuando éstas subtiendan un ángulo vertical superior a 0.5° medidos desde la horizontal que pasa por el centro de fases de la antena.

- Las cercas metálicas en instalaciones de montaña se pueden permitir a distancias inferiores a 60m si no están en la línea de vista trazada desde el centro de fases.

➤ Las líneas eléctricas y telefónicas deben cumplir los siguientes requisitos:

- Las líneas eléctricas y telefónicas que acceden a la estación VOR deben estar enterradas hasta una distancia mínima de 180m y desde aquí hasta los 360m situarse de forma radial.

- No se permiten conductores metálicos aéreos a distancias inferiores a 360m.

- Si un conductor no está situado radialmente y no llega hasta la distancia de 360m, pero la distancia perpendicular entre la antena del CVOR y la prolongación de dicho conductor es inferior a 360m, el ángulo que subtiende la punta del mástil soporte del conductor no será superior a 1° , con respecto a la horizontal trazada por el centro de fases de la antena, y el conductor no debe estar situado por encima de la horizontal, mencionada anteriormente.

- No se permitirán líneas que subtiendan ángulos superiores a 1.5° .

- Las líneas en instalaciones de montaña son permitidas a distancias inferiores a las indicadas anteriormente, siempre que no estén en la línea de vista de la antena.

➤ Las estructuras deben de cumplir con los siguientes requisitos:

- No se permiten estructuras a distancias inferiores a 225m excepto aquellas que no perforen la línea de vista trazada desde el centro de fase de la antena.

- No se permiten estructuras metálicas ó parcialmente metálicas que subtiendan ángulos iguales ó superiores a 1.2° .

- Las estructuras de madera subtenderán ángulos iguales ó inferiores a 2.5° .

2.8.3.- Criterios para el emplazamiento de un DVOR.

Como criterio general se puede aplicar lo indicado en el apartado anterior, pero destacando la siguiente propiedad obtenida tanto de estudios teóricos como prácticos.

El error esperado de una instalación DVOR estará entre la octava y la décima parte del error de un CVOR situado en el mismo emplazamiento. Por ello, se recomienda situar un CVOR transportable en la posición seleccionada, realizar un vuelo de comprobación, para analizar la calidad de la señal radiada y, si esta fuera inaceptable para los requisitos operativos establecidos, ver si un DVOR sería capaz de cumplirlos.

PROBLEMAS

2.1.- Determinar, en una modulación espacial, para un desfase φ entre portadora y bandas laterales, con una relación de amplitudes $K=E_{BL}/E_P$ lo siguiente:

- La profundidad de modulación efectiva correspondiente a la frecuencia moduladora.
- La profundidad de modulación correspondiente a la frecuencia doble de la moduladora.
- La desviación de fase correspondiente a la modulación de fase resultante.

2.2.- En un CVOR la envolvente de 30Hz de BLB está desfasada 20° eléctricos de su fase teórica. Determinarse el error producido en la marcación del radial en función de θ .

2.3.- La curva de error de un CVOR puede aproximarse por serie de Fourier, dando la expresión:

$$\delta = 0.62 + 2 \operatorname{sen}\left(\theta + \frac{\pi}{2}\right) - 2 \cdot 3 \cdot \operatorname{sen}\left(2\theta - \frac{\pi}{2}\right)$$

Determinar las causas de este error y enumerar las acciones correctivas para su eliminación.

2.4.- Un VOR está situado a una altura sobre el nivel medio del mar de 680m, existiendo en su entorno tres obstáculos más significativos situados a una distancia (d) y a una altura (h) de:

- a) d=10Km h=900m.
- b) d=20Km h=1600m.
- b) d=30Km h=2400m.

Determinar la cobertura línea de vista, para el nivel mínimo de vuelo 330.

2.5.- En una modulación espacial la potencia de portadora radiada es de 9w. y la de la banda lateral combinada 500mw. Determinar la profundidad de modulación producida en el receptor si la diferencia de fases entre las rf de ambas señales es de 60° .

2.6.- Calcular la amplitud del error cuadrantal producido por la señal BLA, cuando su rf está desfasada 30° respecto de la portadora de PBL en un CVOR.

2.7.- Determinar los errores característicos de un CVOR cuya prueba en tierra registra los siguientes valores de error (δ) en los radiales de acimut (θ):

θ	0.0	22.5	45	77.5	90	112.5	135	157.5	180	202.5	225	247.5	270	292.5	315	337.5
δ	5.4	4.3	2.7	1.8	1.9	2.6	3.3	2.8	1.1	-1.3	-3.3	-3.8	-2.4	0.4	3.3	5.1

Enumerar las causas que originan estos errores y las medidas técnicas para su corrección.

2.8.- Realizando un vuelo de prueba (flight check) a un CVOR se registra, cuando el avión sigue una órbita a 10NM de la estación, un máximo de amplitud de error sobre el radial 30° , cuya "longitud de scalloping" es de 80m. Sabiendo que la frecuencia de la estación es de 112Mhz, determinar las posiciones probables en donde se encuentra el foco perturbador, suponiendo que éste se comporta como un re-radiador no-direccional en el primer caso, y como un re-radiador plano en segundo caso.



Sistemas para la Navegación Aérea

Tema 3: Modulación Espacial, el VOR

Ref: Capítulo, Navegación Aérea,
posicionamiento Guiado y Gestión del Tráfico Aéreo

Francisco Javier Sáez Nieto.

Apuntes de Moodle



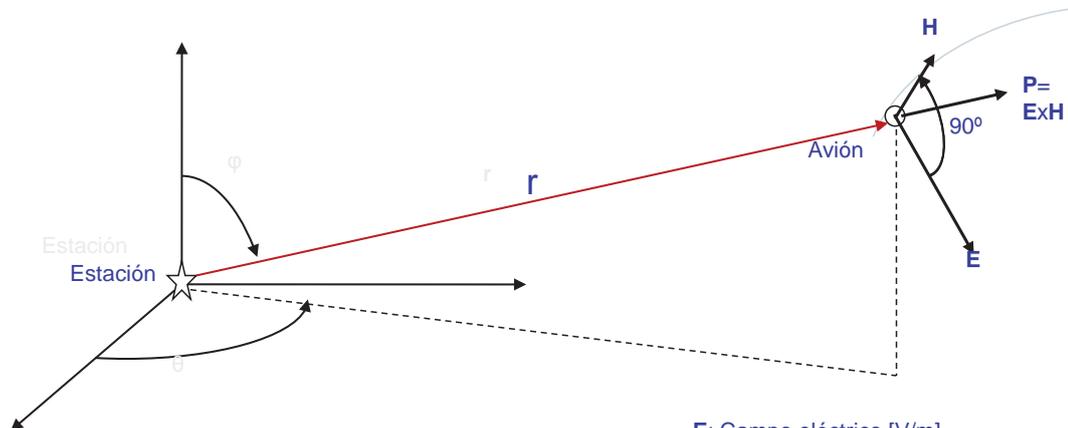
POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Características de las ondas electromagnéticas (1):

$$\vec{E}(\theta, \varphi, r, t) = \frac{f(\theta, \varphi)}{4\pi \cdot r} \cdot \vec{E}\left(t - \frac{r}{c}\right)$$



E: Campo eléctrico [V/m]
H: Campo magnético [A/m]
P: Vector de Poynting [W/m²]
|E|=z|H|, z~377ohmios



POLITÉCNICA

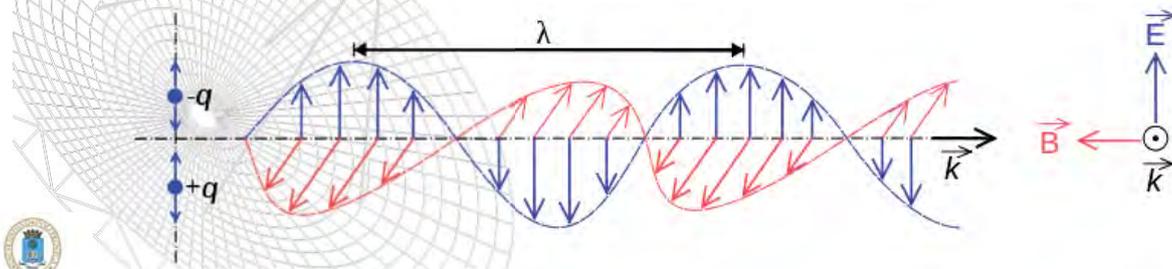


Sistemas para la Navegación Aérea

Características de las ondas electromagnéticas (2):

Tipos de polarización.

- ❑ Polarización plana: el campo eléctrico en su propagación se mantiene en el plano definido por el vector (r) y dicho campo eléctrico en cualquier punto e instante.
- ❑ Polarización rotatoria: el campo eléctrico, en su propagación a lo largo de r , rota o sentido del “sacacorchos” o en sentido contrario alrededor del eje de polarización definido por (r) . Si en cualquier determinado punto, a lo largo de r , la rotación de dicho vector se hace sin cambio de amplitud, su afijo describirá una circunferencia y la polarización se denominará “circular” si el afijo describe una elipse la polarización se denomina “elíptica”.



POLITÉCNICA

Sistemas para la Navegación Aérea



Sistemas para la Navegación Aérea

Características de las ondas electromagnéticas (3):

Tipos de polarización y plano de reflexión.

Polarización de una onda electromagnética relacionado con las superficies en las la señal puede ser parcial o totalmente reflejada: Para ondas con polarización plana dos casos:

- ❑ **Polarización horizontal** es aquella en la que el campo eléctrico es perpendicular al plano de incidencia, definido por el vector θ y la normal a la superficie en el punto de reflexión,
- ❑ **Polarización vertical** es aquella en la que el campo eléctrico está contenido en el plano de reflexión, definido por el vector θ y la normal a la superficie en el punto de reflexión.



POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Características de las ondas electromagnéticas (4): Ondas monocromáticas.

Utiliza frecuencia de portadora la expresión:

$$\vec{E}(\theta, \varphi, r, t) = \frac{f(\theta, \varphi)}{4\pi \cdot r} \cdot \vec{E} \left(t - \frac{r}{c} \right)$$

se puede transformar en:

$$\begin{aligned} \vec{E}(\theta, \varphi, r, t) &= \frac{f(\theta, \varphi)}{4\pi \cdot r} \cdot \vec{E}_0 \cdot \cos[\omega(t - r/c)] = \\ &= \frac{f(\theta, \varphi)}{4\pi \cdot r} \cdot \vec{E}_0 \cdot \cos[\omega t - kr] \end{aligned}$$

En donde \vec{E}_0 representa el vector de la amplitud del campo eléctrico en el transmisor, que se puede considerar transversal E



POLITÉCNICA



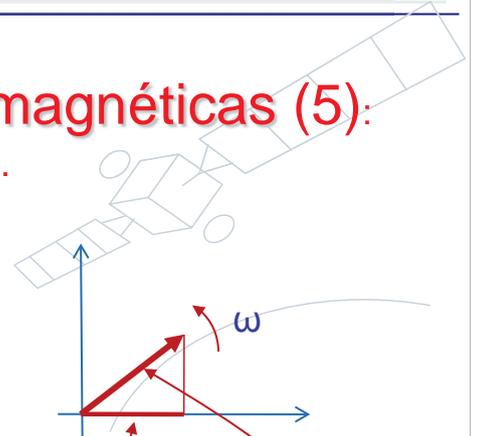
Sistemas para la Navegación Aérea

Características de las ondas electromagnéticas (5): Representación fasorial de las ondas monocromáticas.

$$\vec{E}(\theta, \varphi, r, t) = \frac{f(\theta, \varphi)}{4\pi \cdot r} \cdot \vec{E} \left(t - \frac{r}{c} \right)$$

$$\begin{aligned} \vec{E}(\theta, \varphi, r, t) &= \frac{f(\theta, \varphi)}{4\pi \cdot r} \cdot \vec{E}_0 \cdot \cos[\omega(t - r/c)] = \\ &= \frac{f(\theta, \varphi)}{4\pi \cdot r} \cdot \vec{E}_0 \cdot \cos[\omega t - kr] \end{aligned}$$

$$\vec{E}(\theta, \varphi, r, t) = \frac{f(\theta, \varphi)}{4\pi \cdot r} \cdot \vec{E}_0 \left(t - \frac{r}{c} \right) \cdot e^{j[\omega t - kr]}$$



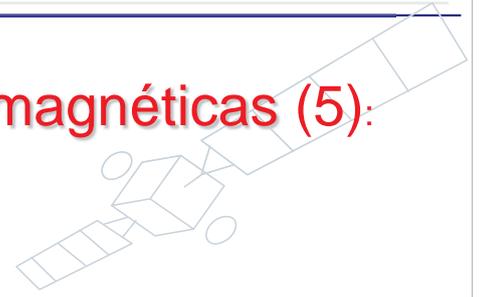
POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Características de las ondas electromagnéticas (5):

Términos de Amplitud y de fase.



$$\vec{E}(\theta, \varphi, r, t) = \frac{f(\theta, \varphi)}{4\pi \cdot r} \cdot \vec{E}_0 \left(t - \frac{r}{c}\right) \cdot e^{j[\omega t - kr]}$$

Annotations with arrows pointing to the equation components:

- Arrow pointing to $\frac{f(\theta, \varphi)}{4\pi \cdot r} E_0$ with label $\frac{f(\theta, \varphi)}{4\pi \cdot r} E_0 (t - r/c)$
- Arrow pointing to $e^{j[\omega t - kr]}$ with label $e^{j(\omega t - kr)}$

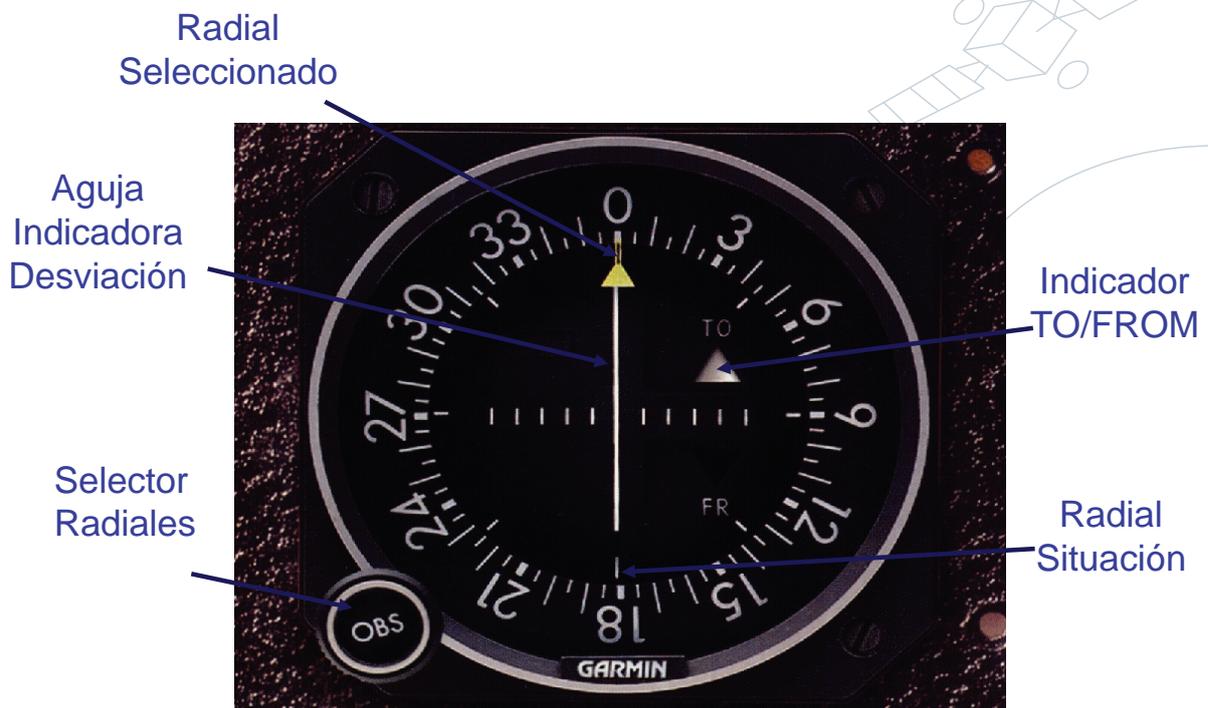
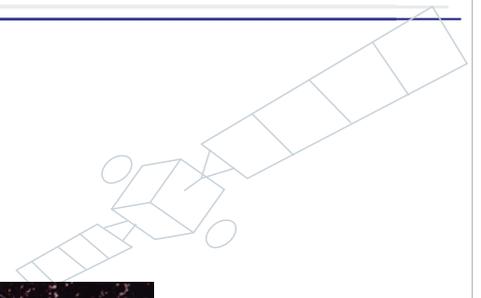


POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Indicador VOR



POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

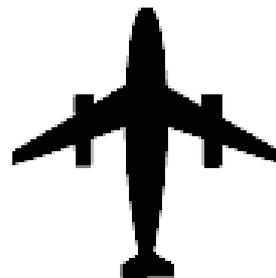
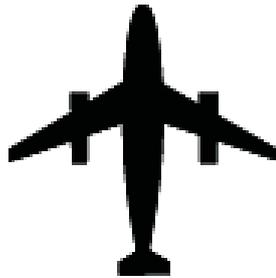
Indicaciones VOR: Ejemplos



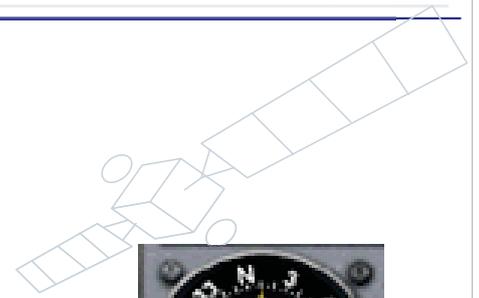
OBI



HSI



Radial seleccionada



OBI



HSI



POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Indicaciones VOR: Caso 1 (HSI)



Rumbo del avión (105°)

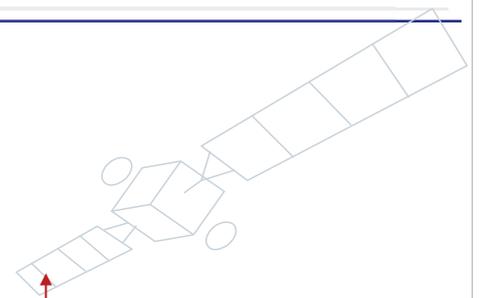
Norte magnético

OLM

Desviación del avión con respecto al curso (>10°)

Radial (o curso) seleccionado (060)

Alejándose



POLITÉCNICA



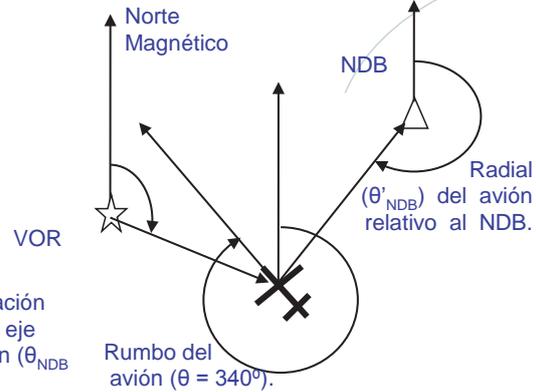
Sistemas para la Navegación Aérea

Indicaciones VOR: Caso 2; (RMI)



Radial ($145^\circ = 325 - 180^\circ$)
de situación del avión
con relación al VOR.
 325°

Dirección de la estación
NDB con relación al eje
longitudinal del avión (θ_{NDB}
 $= 70^\circ + 20^\circ = 90^\circ$).



POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Características de las señales VOR

- Frecuencia portadora: **111,975 – 117,975 MHz.**
- Polarización horizontal
- Modulación en amplitud (CVOR):
 - Subportadora de 9960 Hz, modulada en FM por 30 Hz (Navegación)
 - 30Hz (Navegación)
 - 1020 Hz Identificación (+Voz? ó datos)

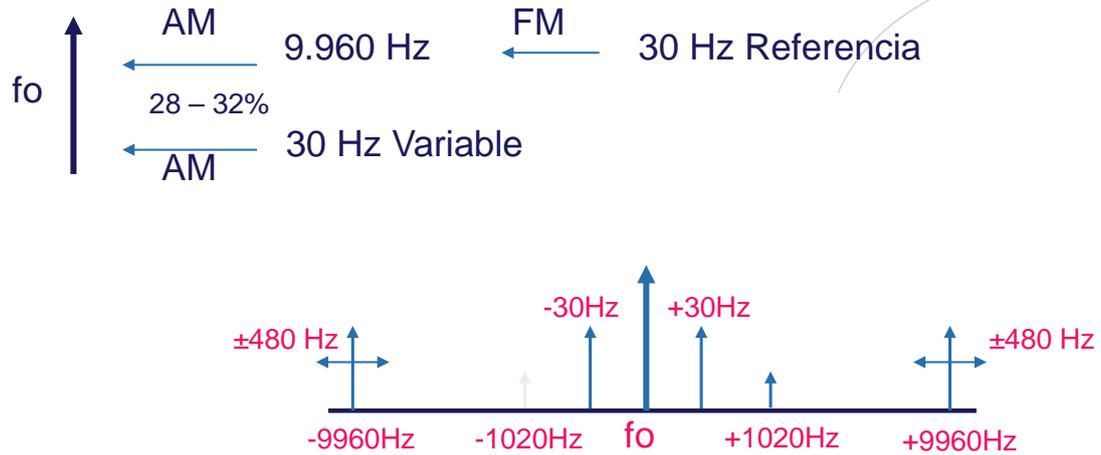


POLITÉCNICA



Modulaciones CVOR

Frecuencia: 108 – 111,975 – 117,975 MHz



POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Modulación en Amplitud (1)

$$e = E_p (1 + m \cos w_m t) \cos w_o t$$

Donde:

$m = E_m/E_p$, Índice de Modulación

E_m Amplitud de la moduladora

E_p = Amplitud de la portadora

w_m = Pulsación de la moduladora ($=2\pi 30r/s$)

w_o = Pulsación de la portadora ($\approx 2\pi 100 \times 10^6 r/s$)



POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Modulación en Amplitud (2)

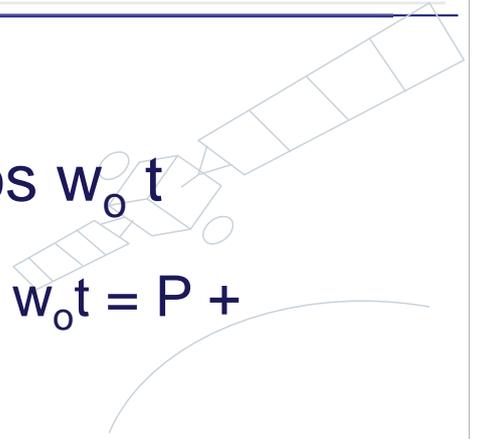
$$e = E_p (1 + m \cos w_m t) \cos w_o t$$

$$e = E_p \cos w_o t + m E_p \cos w_m t \cos w_o t = P + \text{BLC} =$$

Sabiendo que:

$$\cos (a + b) + \cos (a-b) = 2 \cos a \cos b$$

$$= E_p \cos w_o t + m E_p/2 \cos (w_o + w_m) t + m E_p/2 \cos (w_o - w_m) t = P + \text{BLS} + \text{BLI}$$

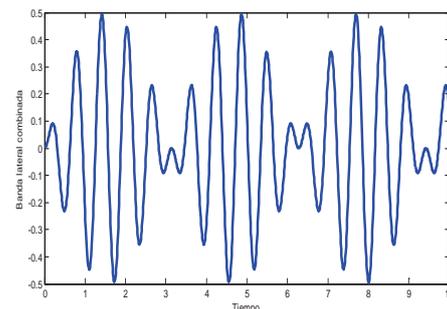
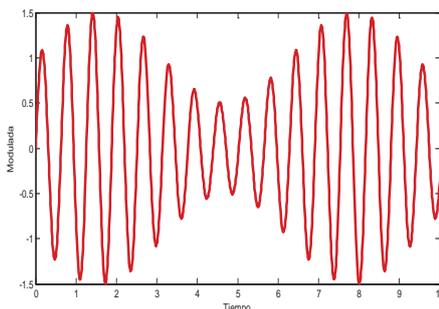
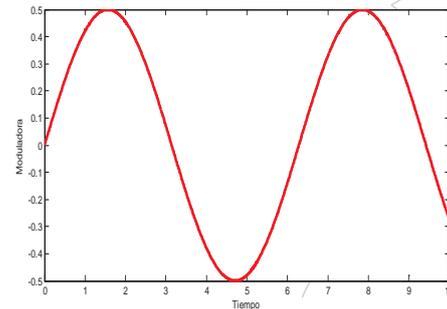
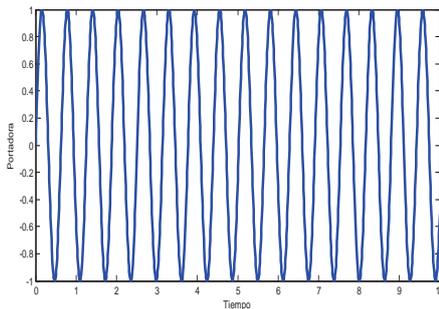


POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Características de la modulación en AM

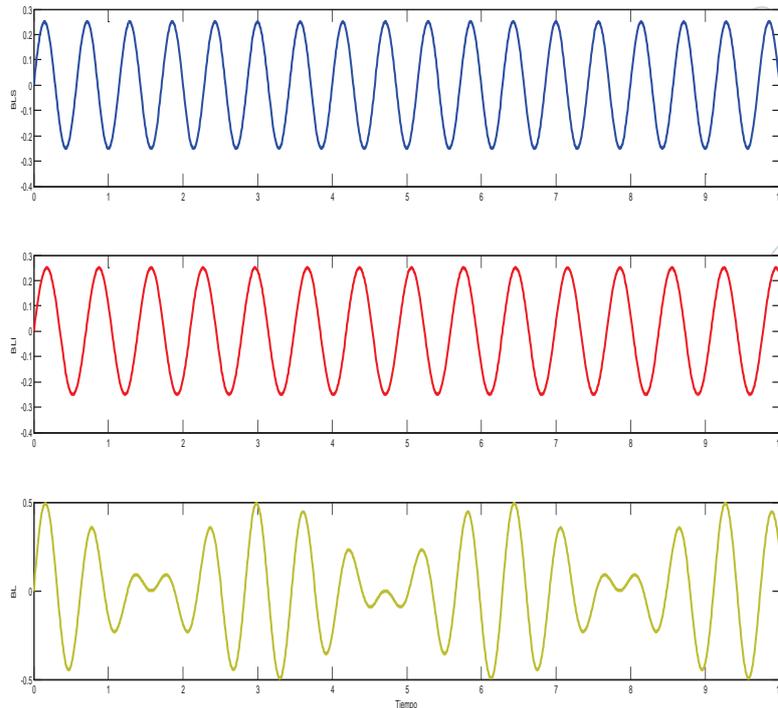


POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Modulación en Amplitud. Bandas laterales



POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Señales CVOR. Señal de referencia CVOR

$$\vec{E}_C = \frac{\vec{E}_{C0} \cdot \left[1 + m_S \cos(w_S \tau + \frac{\Delta w_S}{w_N} \text{sen}(w_N \tau + \varphi_N)) + I + V \right] \cdot e^{j(wt - kr)}}{4\pi \cdot r}$$

En donde;

- m_S es el índice de modulación de la subportadora de 10KHz (0.3),
- w_S es la frecuencia de la subportadora ($2\pi \cdot 10\text{KHz}$),
- $\tau = t - r/c$, tiempo en el receptor, igual al del transmisor menos el tiempo de viaje de la señal entre transmisor y receptor,
- Δw_S es la máxima desviación de frecuencia ($2\pi \cdot 480\text{Hz}$),
- w_N es la frecuencia de de la señal de navegación de referencia ($2\pi \cdot 30\text{Hz}$),
- φ_N es la fase inicial de la señal de navegación de referencia,
- I representa la señal de identificación, pulsante y de tono de 1020Hz,
- V representa la modulación de voz, si existe, de espectro entre 300 y 3000Hz.

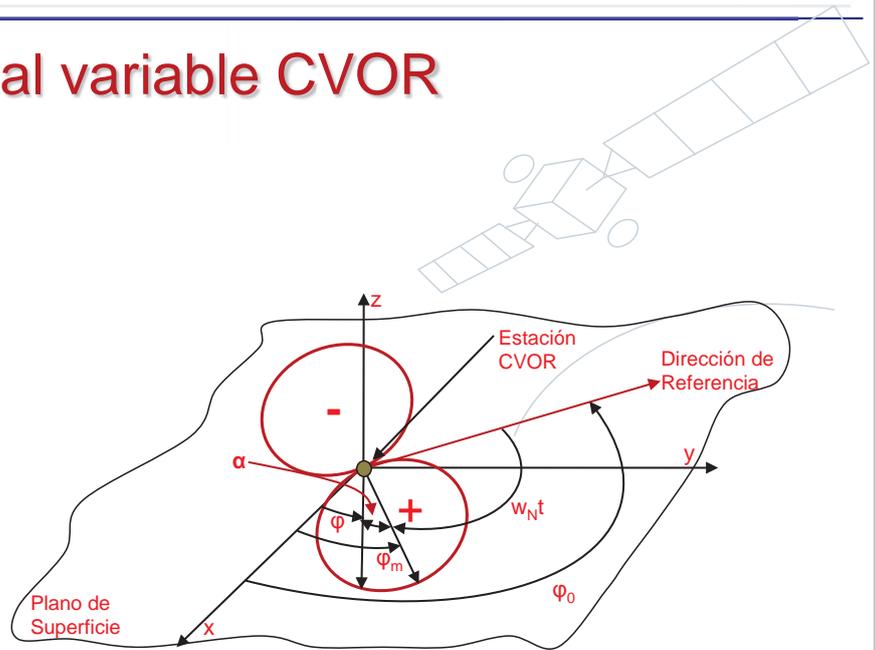


POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Señales CVOR. Señal variable CVOR



$$f(\theta = \frac{\pi}{2}, \alpha) = \cos(\alpha)$$

$$\left. \begin{aligned} \alpha &= \varphi - \varphi_m; \\ \varphi_m &= \varphi_0 - w_N t \end{aligned} \right\} \Rightarrow \alpha = \varphi + w_N t - \varphi_0$$

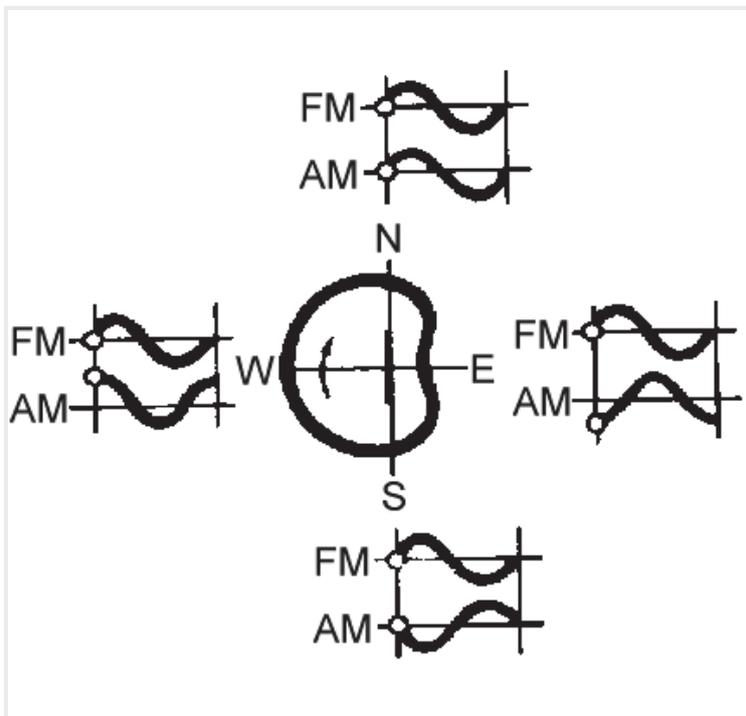
$$f(\theta = \frac{\pi}{2}, \varphi) = \cos(w_N t + \varphi - \varphi_0)$$

$$\vec{E}_{SB} = \frac{\vec{E}_{SB0} \cdot \cos(w_N \tau + \varphi - \varphi_0)}{4\pi \cdot r} \cdot e^{j(\omega t - kr)}$$



Sistemas para la Navegación Aérea

Representación de las señales radiadas CVOR



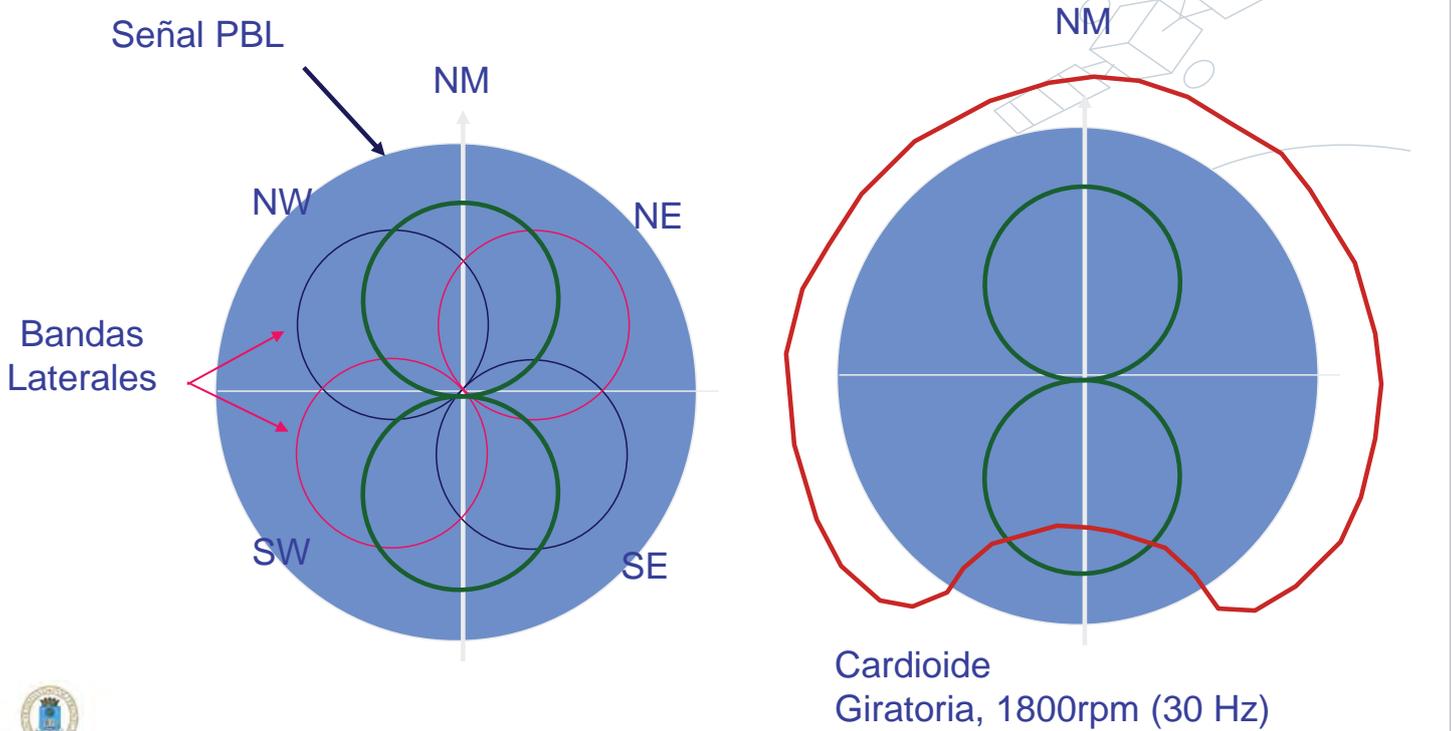
FM: 30 Hz de Referencia
AM: 30 Hz Variable





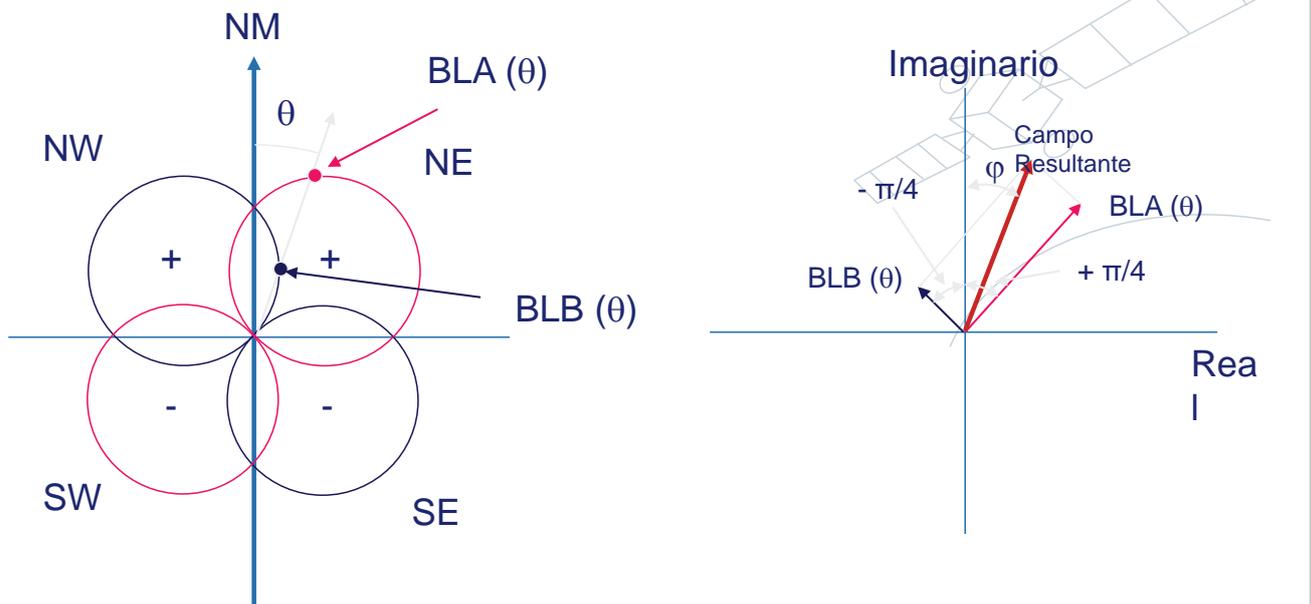
Sistemas para la Navegación Aérea

Generación de la señal variable CVOR



Sistemas para la Navegación Aérea

Señales de Banda Lateral



DDR = F(cos α); α dirección de máxima radiación

$$\left. \begin{aligned} \text{DDRA}(\theta) &= E_0 \cos(\pi/4 - \theta) \\ \text{DDRB}(\theta) &= E_0 \cos(\pi/4 + \theta) \end{aligned} \right\} \text{Módulo}$$





Sistemas para la Navegación Aérea

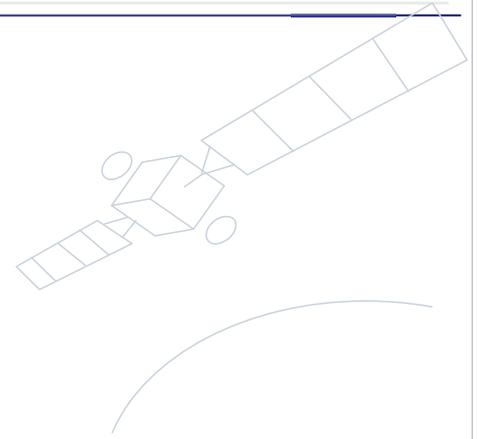
Señales de Banda Lateral

$$BLCA(\theta) = E_0 \cos(\pi/4 - \theta) \quad \pi/4$$

$$BLCB(\theta) = E_0 \cos(\pi/4 + \theta) \quad -\pi/4$$

$$|BLC| = E_0$$

$$\varphi = -\theta$$



Si las envolventes de las bandas laterales están en cuadratura de fase y los DDR tienen lóbulos de forma circular, la combinación resultante es una banda lateral combinada de módulo independiente de θ y con una fase eléctrica en retraso de ese mismo valor, es decir el acimut del radial en donde está ubicado el punto de recepción



POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Señales de Navegación

$$\vec{E}_C = \vec{E}_{C0}(\theta) \cdot \left[1 + m_S \cos(w_S \tau + \frac{\Delta w_S}{w_N} \text{sen}(w_N \tau + \varphi_N)) + \frac{E_{SB0}}{E_{C0}} \cos(w_N \tau + \varphi - \varphi_0) \right] \cdot e^{j(wt - kr)}$$

Señal de referencia (REF)

Señal variable (VAR)

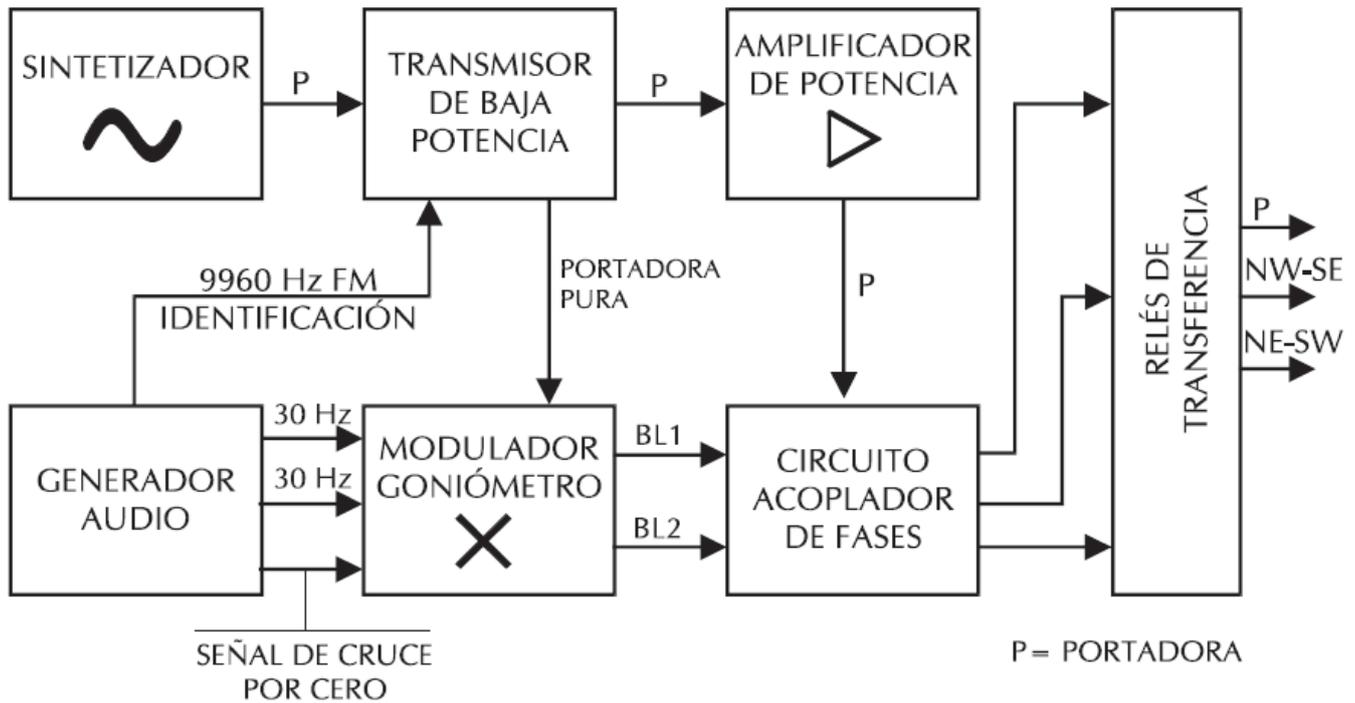


POLITÉCNICA



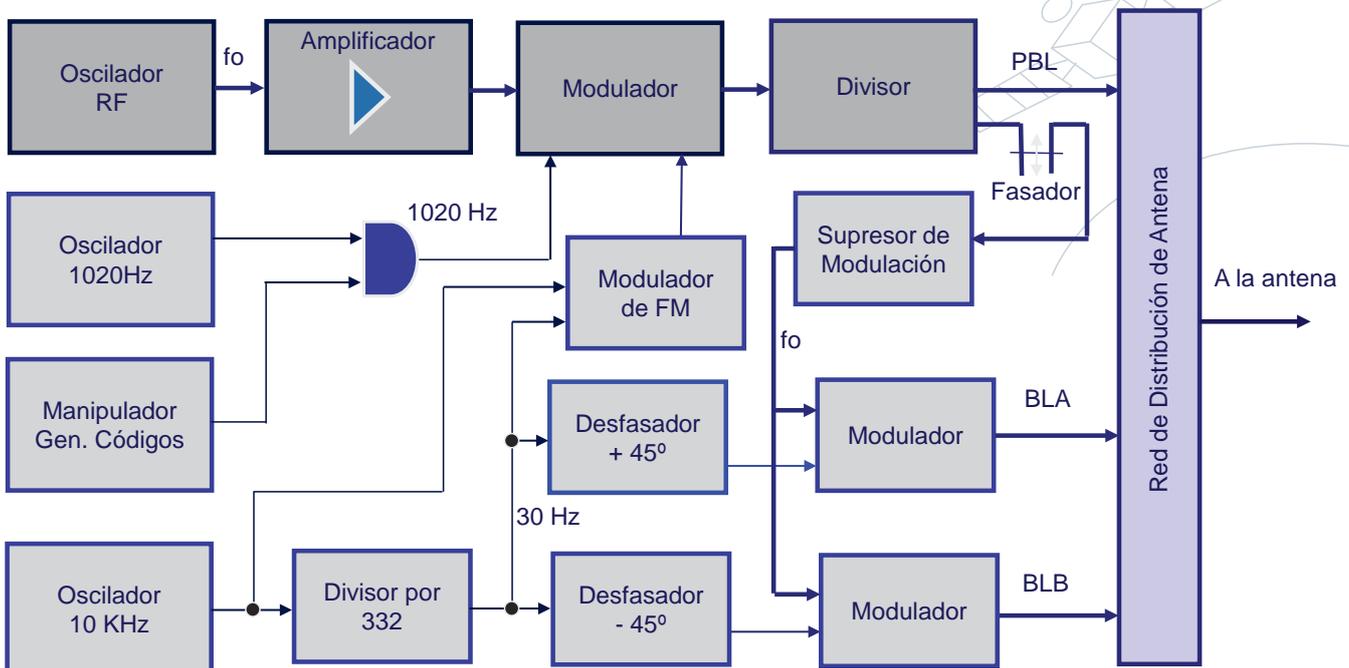
Sistemas para la Navegación Aérea

Diagrama de Bloques de Tx CVOR



Sistemas para la Navegación Aérea

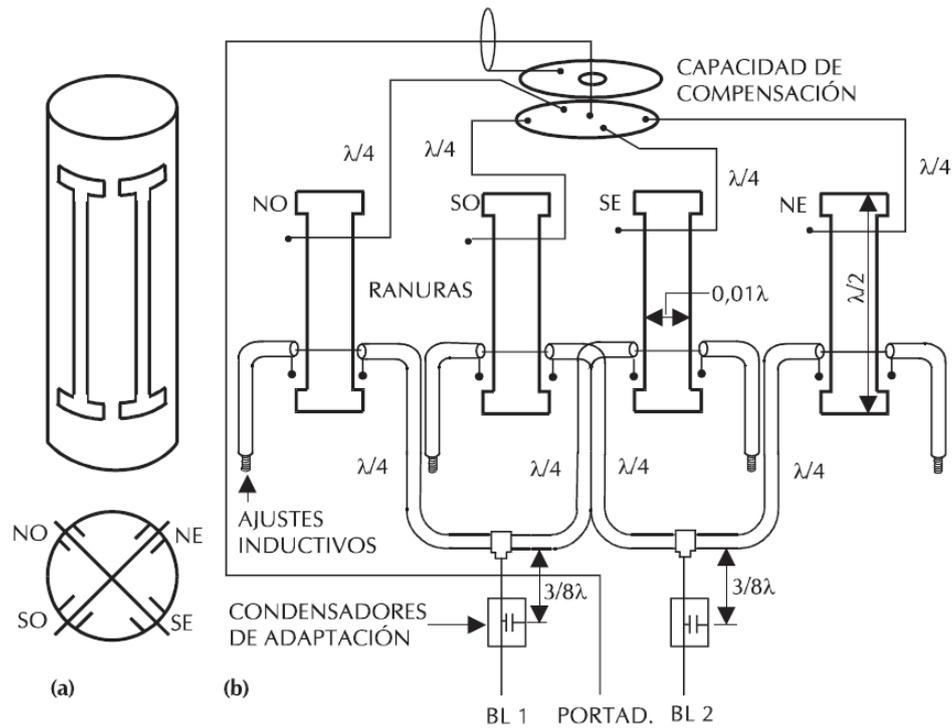
Diagrama de Bloques de Tx CVOR





Sistemas para la Navegación Aérea

Diagrama de la antena CVOR



POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Estación CVOR



POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Estación CVOR



POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

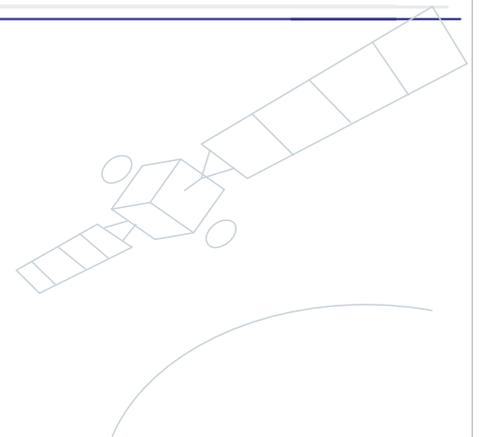
Errores en la SIS CVOR

Errores=

Errores en el transmisor (ground check)

+ Errores en la propagación (flight check)

+ [Errores en la aviónica y presentación (avionics check)]



POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

Errores del Transmisor CVOR

- ❑ Alineación
- ❑ Duantal: Un ciclo, un máximo positivo y otro negativo
- ❑ Cuadrantal: Dos ciclos, dos máximos positivos y dos negativos
- ❑ Octantal: Cuatro ciclos. Cuatro máximos positivos y cuatro negativos



POLITÉCNICA

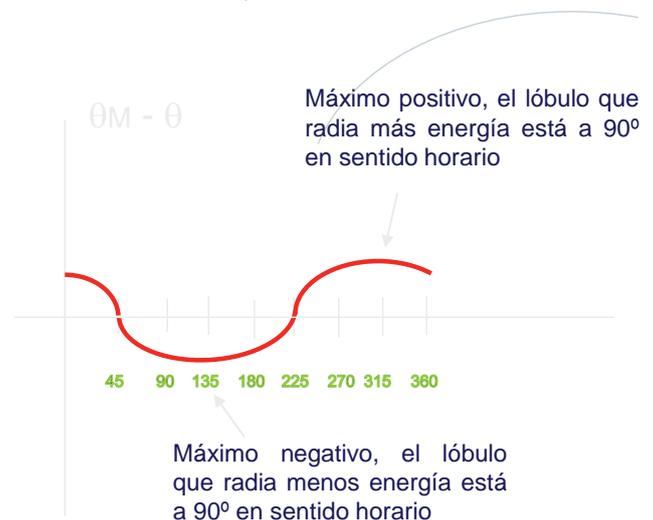
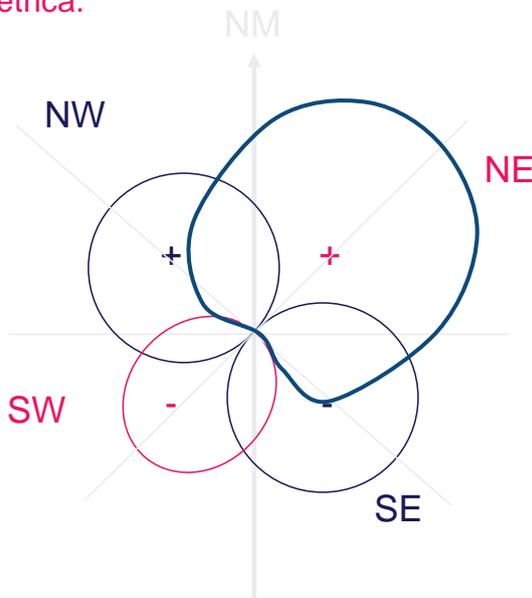


Duantal

- Debido al desequilibrio entre los lóbulos radiados por uno de los DDR (el A el B o ambos).

El máximo se presenta sobre las direcciones perpendiculares al eje que contienen los máximos DDR afectados por la radiación asimétrica.

Puede ser simple como el de la figura o doble, cuando los dos DDR están deformados.

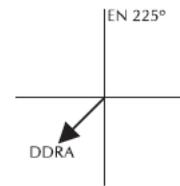
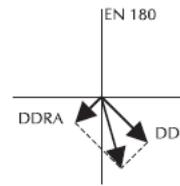
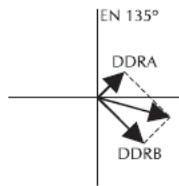
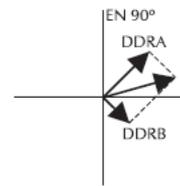
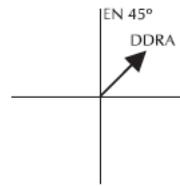
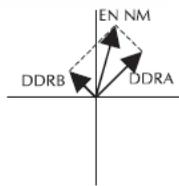
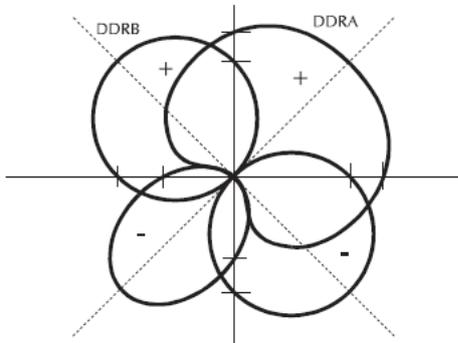


POLITÉCNICA

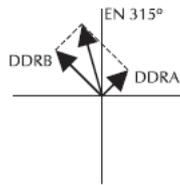
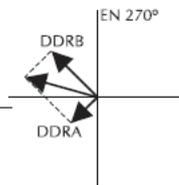
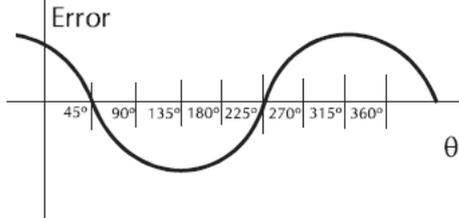


Error duantal del transmisor CVOR

DIAGRAMAS DE RADIACIÓN



ERROR DUANTAL

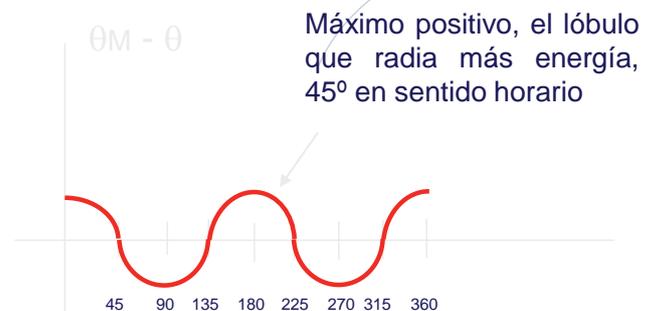
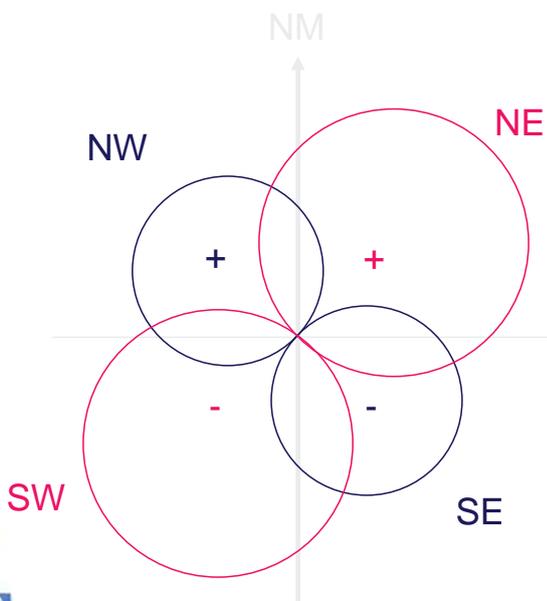


SEÑAL DE BANDA LATERAL RESULTANTE EN DISTINTOS RADIALES



Cuadrantal

- Debido a que el campo radiado por uno de los DDR (A o B) es de distinta intensidad al otro. Esto se puede producir por desequilibrios de potencia o fase de rf o de señales de navegación.

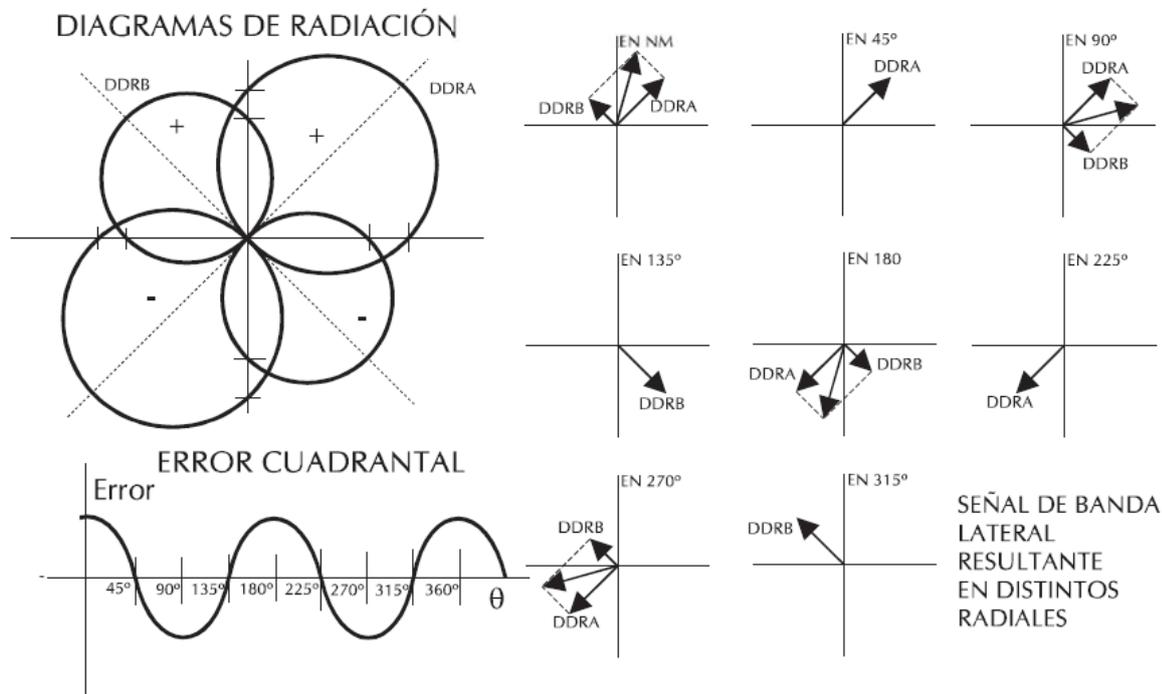


Máximo negativo, el lóbulo que radia menos energía, 45° en sentido horario





Error cuadrantal del transmisor CVOR



Octantal

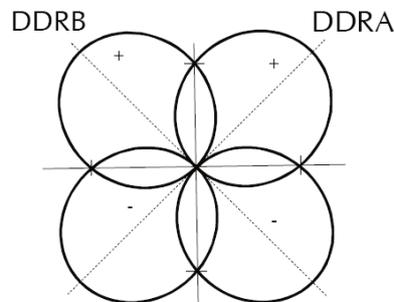
- Debido al sistema radiante. El tamaño de la antena no se corresponde con la frecuencia.
- Tiene su origen en la deformación de los lóbulos de los DDR. En vez de circulares son generalmente elípticos.
- La corrección de este error se realiza en fábrica.



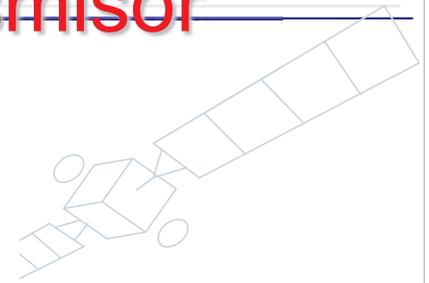
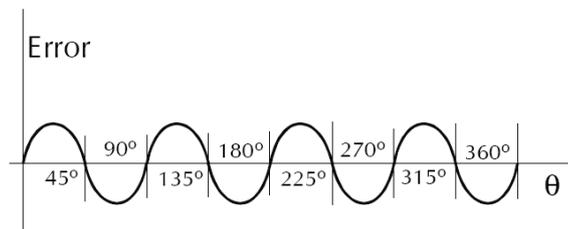


Error octantal del transmisor CVOR

DIAGRAMAS DE RADIACIÓN



ERROR OCTANTAL



POLITÉCNICA



Ground Check

- El error total de la SIS CVOR será la suma de los errores anteriores más los debidos a la propagación.
- Si la antena captadora está próxima a la estación puede considerarse el error de propagación mínimo, de ahí que se realicen las pruebas en tierra (Ground Check).
- En estas pruebas se obtiene una señal de error que será el global del conjunto de la estación:
 - Alineamiento o constante
 - Periódicos: Duantal, Cuadrantal y Octantal.
- Desarrollando en serie de Fourier la curva de error obtenida experimentalmente, se puede conocer la contribución de cada uno de ellos al error total.

Considerando únicamente los términos correspondientes a los componentes periódicos, se tendrá:

$$E(\theta) = a_0 + a_1 \cos \theta + b_1 \sin \theta + a_2 \cos 2\theta + b_2 \sin 2\theta + a_4 \cos 4\theta + b_4 \sin 4\theta$$



POLITÉCNICA



Análisis del Ground Check

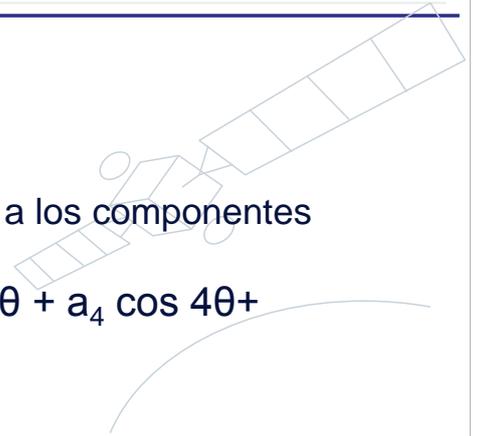
Considerando únicamente los términos correspondientes a los componentes periódicos, se tendrá:

$$e(\theta) = a_0 + a_1 \cos \theta + b_1 \sin \theta + a_2 \cos 2\theta + b_2 \sin 2\theta + a_4 \cos 4\theta + b_4 \sin 4\theta$$

a_0 : Error de alineamiento

Errores duantal, cuadrantal y octantal:

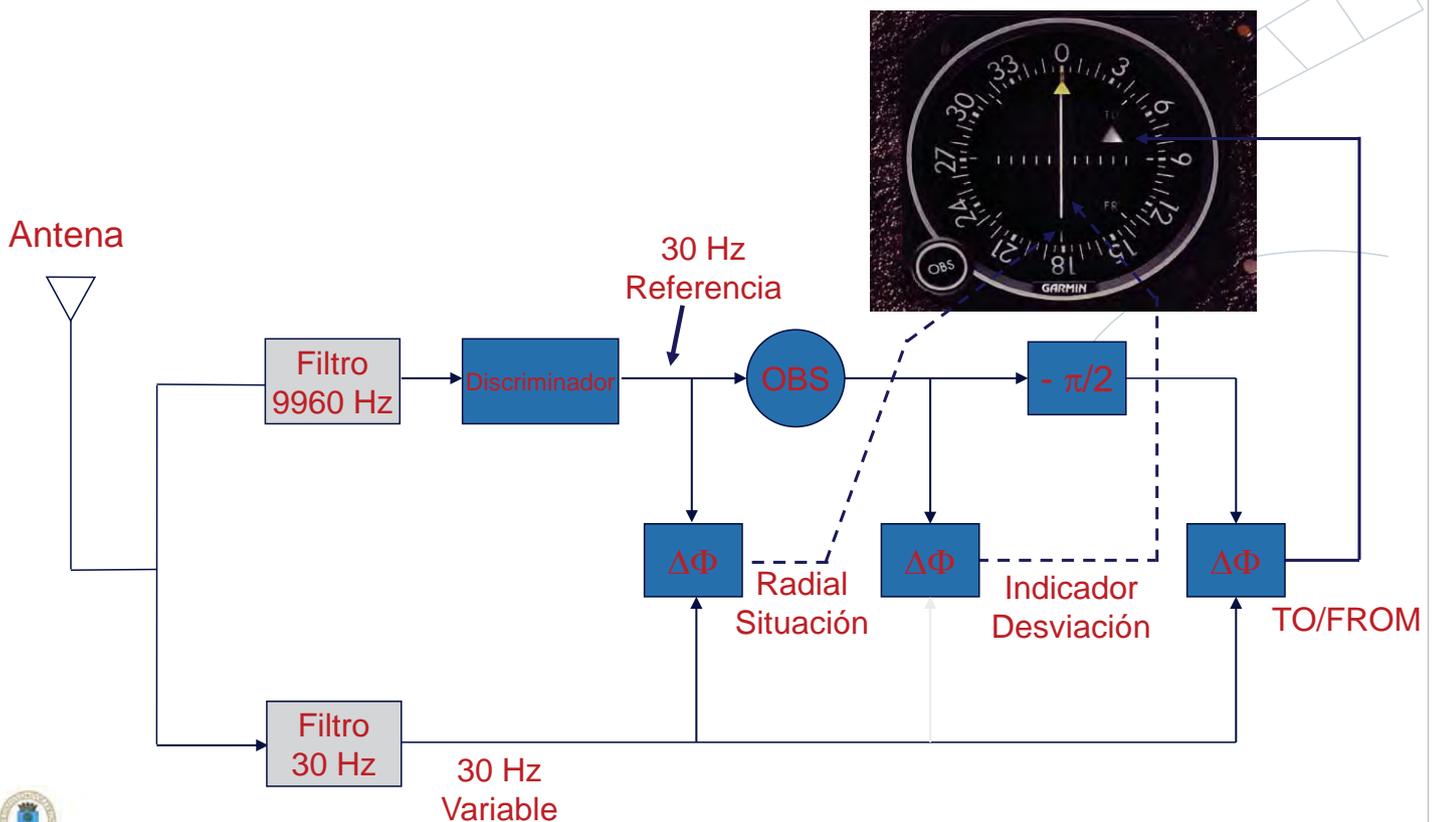
- $|\epsilon| = (a_i^2 + b_i^2)^{1/2}$
- Fase: $\tan^{-1}(a_i/b_i)$



POLITÉCNICA



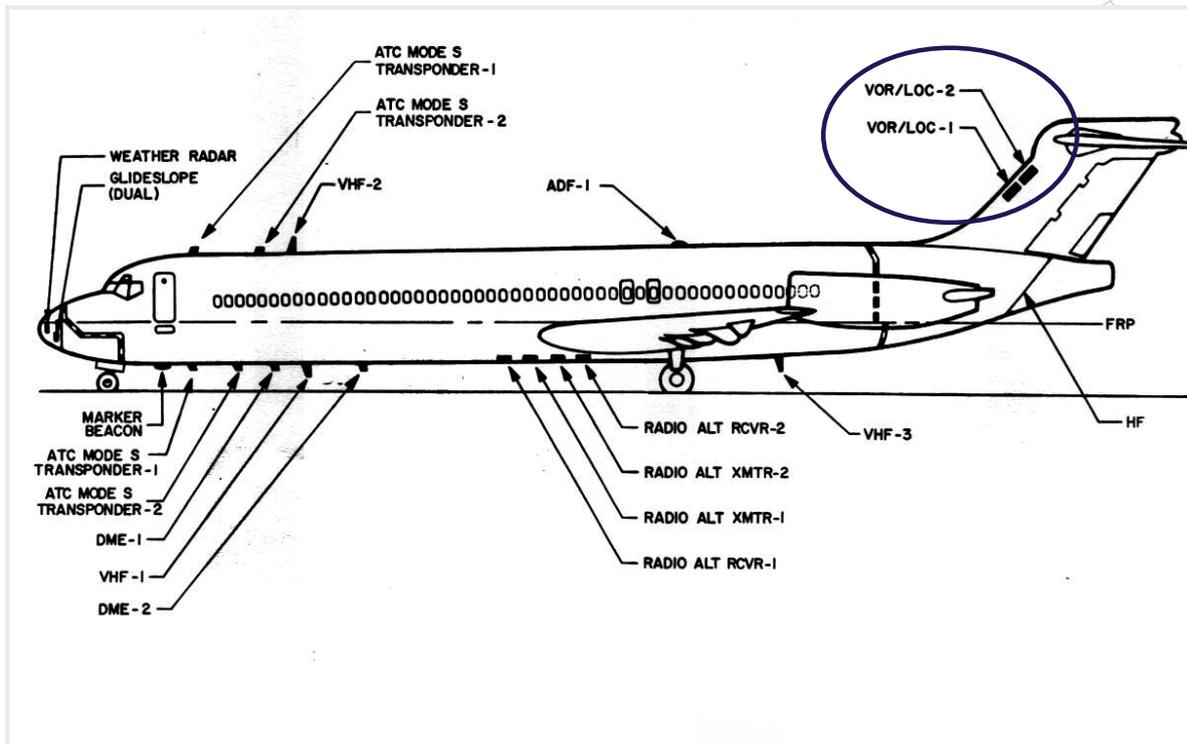
Receptor VOR



POLITÉCNICA



Ubicación antenas VOR



POLITÉCNICA



VOR Doppler: DVOR

- La señal variable está contenida en una modulación en FM (mayor protección contra el ruido).
- Todas las señales son emitidas por DDR no direccionales.
- La información de señal variable es emitida por antenas opuestas (BLS y BLI) girando a 30 ciclos por segundo.
- Efecto Doppler y modulación espacial como principios de funcionamiento.



POLITÉCNICA



Estación DVOR



El sistema radiante del DVOR está constituido por una antena central o de PBL y un conjunto de antenas dispuestas en anillo de forma simétrica o antenas de BL (el número oscila entre 36 y 50 según fabricante). El radio del anillo es aproximadamente de 7 metros.



POLITÉCNICA



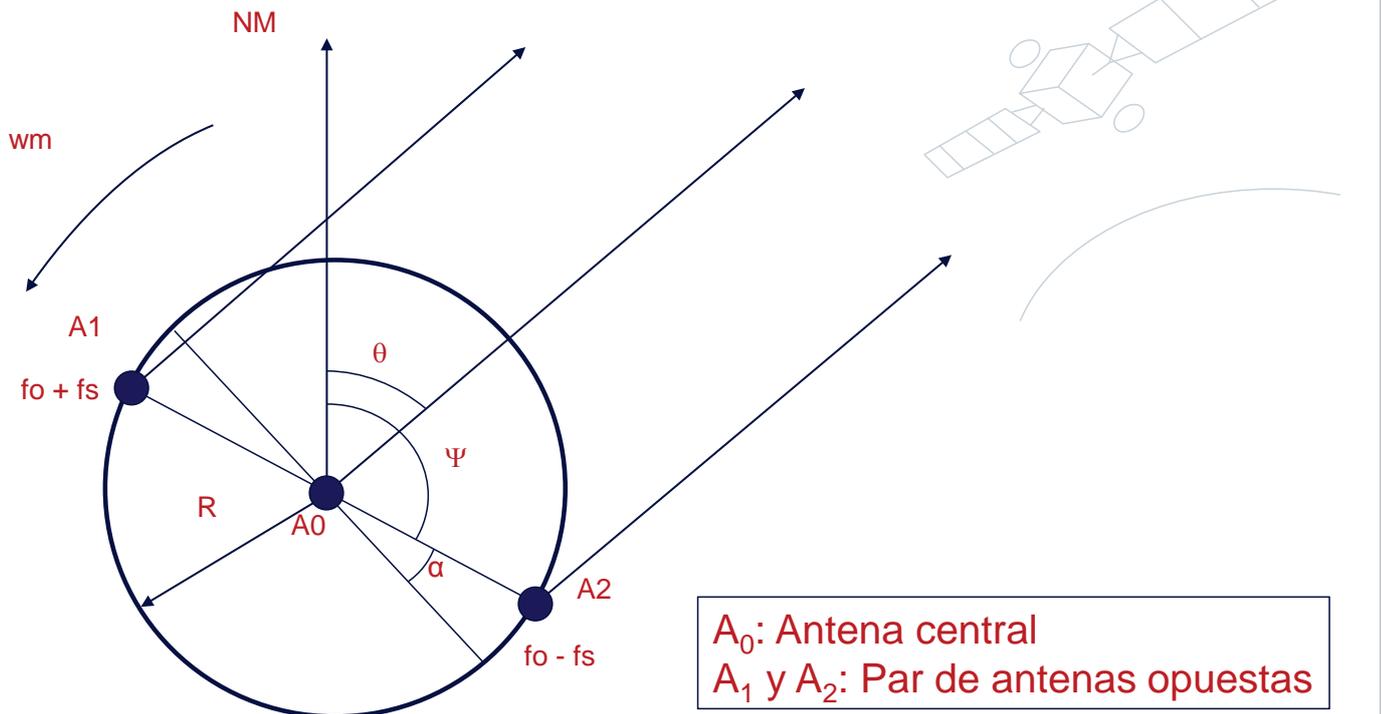
Estación DVOR



POLITÉCNICA



Señales en el espacio DVOR



POLITÉCNICA



Señales en el espacio DVOR

- La antena central A_0 emite la señal PBL que consiste en la portadora modulada en amplitud por la señal de 30 Hz (Referencia).
- Las antenas dispuestas en anillo son un número par y transmiten dos a dos, siempre formando pareja las diametralmente opuestas. Las antenas A_1 y A_2 transmiten las señales BLS y BLI. Las mismas señales serán transmitidas por el par siguiente simulando un giro electrónico en sentido antihorario a 1800 rpm es decir una señal de 30 Hz que se denomina señal variable.
- Las señales transmitidas por A_1 y A_2 son señales de amplitud constante sin modular ni en frecuencia ni en fase.



POLITÉCNICA



Señales en el espacio DVOR

- ❑ Visto desde el receptor, la señal variable, la transmitida por las antenas A1 y A2 modula a la portadora en frecuencia. La diferencia de fase entre la señal de referencia y la variable será, por la condición VOR, el radial de posición de la aeronave respecto a la estación VOR.
- ❑ El receptor VOR es único, pudiendo trabajar con ambas versiones del VOR, es decir CVOR y DVOR.



POLITÉCNICA



Alimentación Antenas DVOR

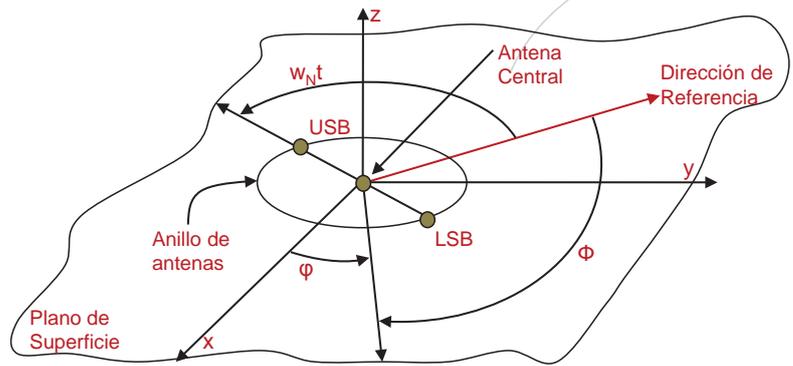


POLITÉCNICA



Señal en el espacio de la antena central

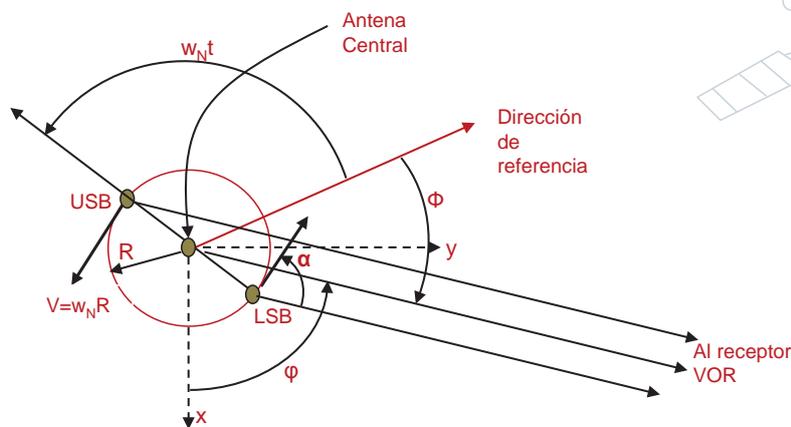
$$\vec{E}_C = \frac{\vec{E}_{C0}(\theta) \cdot [1 + m_N \cos(w_N \tau + \phi_N) + I + V]}{4\pi \cdot r} \cdot e^{j(wt - kr)}$$



POLITÉCNICA



Señal en el espacio de las antenas periféricas



$$w_D = k|\vec{v}| \cdot \cos(\alpha) = k \cdot w_N R \cdot \cos\left(w_N t + \phi - \frac{\pi}{2}\right)$$

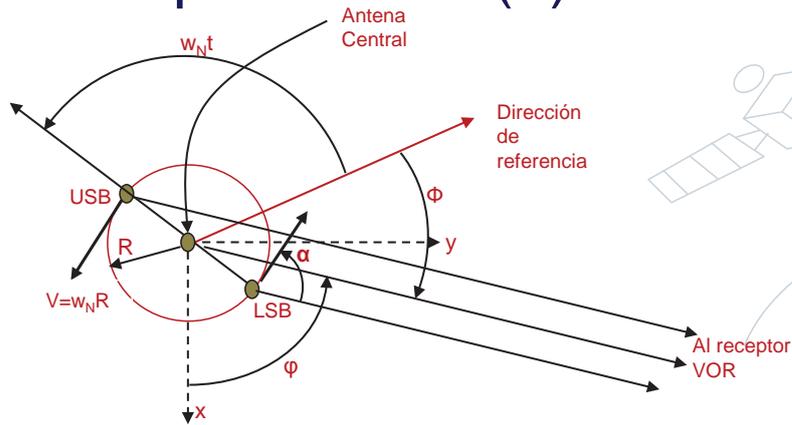
$$R = \frac{w_{Dmax}}{k \cdot w_N} = \left\{ \begin{array}{l} R_U = \frac{w_{Dmax}}{k_U \cdot w_N} = \frac{w_{Dmax} \cdot c}{(w + w_S) \cdot w_N} \\ R_L = \frac{w_{Dmax}}{k_L \cdot w_N} = \frac{w_{Dmax} \cdot c}{(w - w_S) \cdot w_N} \end{array} \right\} \approx \frac{w_{Dmax} \cdot c}{w \cdot w_N} = 6.65m$$



POLITÉCNICA



Señal en el espacio de las antenas periféricas (II)



$$E_{SB} = E_{USB0} e^{j[(w+w_S-w_{DU})t-k_U r]} + E_{LSB0} e^{j[(w-w_S+w_{DL})t-k_L r]}$$

$$E_{SB} = \frac{E_{SB0}}{2} e^{j\omega t} \left[e^{j(w_S-w_{DU})t} + e^{-j(w_S-w_{DL})t} \right]$$

$$w_{DU} = \frac{w+w_S}{c} \cdot w_N R \cdot \cos\left(w_N t + \phi - \frac{\pi}{2}\right) = \frac{w}{c} \left(1 + \frac{w_S}{w}\right) w_N R \cdot \cos\left(w_N t + \phi - \frac{\pi}{2}\right)$$

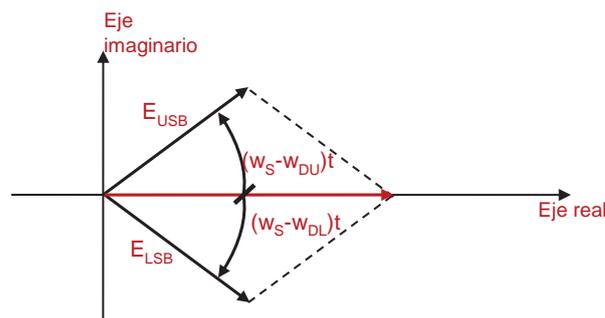
$$w_{DL} = \frac{w-w_S}{c} \cdot w_N R \cdot \cos\left(w_N t + \phi - \frac{\pi}{2}\right) = \frac{w}{c} \left(1 - \frac{w_S}{w}\right) w_N R \cdot \cos\left(w_N t + \phi - \frac{\pi}{2}\right)$$



POLITÉCNICA



Señal en el espacio de las antenas periféricas (y III)



$$E_{SB} = E_{SB0} \cos \left[\left(w_S - \frac{w}{c} w_N R \cdot \cos \left(w_N t + \phi - \frac{\pi}{2} \right) \right) t \right] \cdot e^{j\omega t}$$

$$\Delta w_{\max} = \frac{w}{c} w_N R \approx 2\pi 480 r / s$$

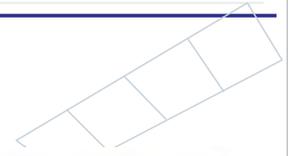
$$\vec{E}_{DVOR} = \frac{\vec{E}_{C0} \cdot \left[1 + m_N \cos(w_N \tau + \phi_N) + \frac{E_{SB0}}{\vec{E}_{C0}} \cos \left[\left(w_S - \frac{w}{c} w_N R \cdot \cos \left(w_N t + \phi - \frac{\pi}{2} \right) \right) t \right] \right]}{4\pi \cdot r} \cdot e^{j(\omega t - kr)}$$



POLITÉCNICA



Pantalla de entrada para el Mantenimiento de un VOR



```

WILCOX 5850 UOR EMULATION
-----
Equipment Location      Oct 25, 1995
DMDT UOR                Xmt   Rcv      8:43:45 AM

Commands
-----
Data
Controls
Setup
Tests
Logoff

System Status
-----
Monitor
-----
1           2           Bypass
Alarm State Normal      Normal      No
Control State Controller Redundant
Enable State Enabled     Enabled
Executive Status Tx Diagnostics Tx Maintenance

Transmitter
-----
1           2
On Antenna On Load
Main       Standby

General
-----
Maintenance Alert Normal
On Batteries      Normal
RCSU Communication Normal
Remote User       Normal
Ident             Good

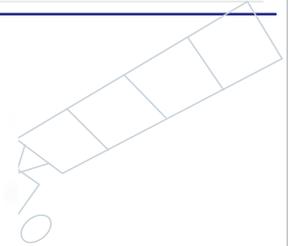
F1 Help
  
```



POLITÉCNICA



Tabla de valores nominales/ tolerancias(I)



PARÁMETRO	REFERENCIA	VALOR NOMINAL	LÍMITE DE TOLERANCIA		COMANDOS A TECLEAR
			INICIAL	OPERATIVA	
→ 3.2.1.- Nivel de Potencia					
a. De RF	5.2.7	El establecido en la validación inicial	±10% valor nominal	±10% valor nominal	DETOoT
b. De BL	5.2.5	El establecido en la validación inicial	±10%	±10%	DTOoT
→ 3.2.2.- Niveles de Modulación	5.2.3, 5.2.7 y 5.2.16				
a. 9960 Hz		30%	29-31%	28-32%	DETOoT
b. 30 Hz		30%	29-31%	28-32%	DETOoT
c. 1020 Hz		5%	4-6%	4-6%	DETOoT
d. Desviación de 9960 Hz		16	15,5-16,5	15-17	DETOoT
3.2.3.- Frecuencias	5.2.16				
a. Portadora		Asignada	±0,001%	±0,002%	—
b. Subportadora		9960 Hz	±0,05%	±1%	—
c. Señal de 30 Hz		30 Hz	±0,5%	±1%	—
d. Identificación		1020 Hz	±5 Hz	±50 Hz	—



POLITÉCNICA



Tabla de valores nominales/ tolerancias(II)

PARÁMETRO	REFERENCIA	VALOR NOMINAL	LÍMITE DE TOLERANCIA		COMANDOS A TECLEAR
			INICIAL	OPERATIVA	
3.2.4.- <u>Equilibrio de Bandas Laterales</u> a. Diferencia de Potencia de Salida de cada BL	5.2.5	0%	<1%	<1%	D T O o T
→ 3.2.5.- <u>Parámetros del Monitor Ejecutivo</u> a. Monitor de Ángulo b. Monitor de Modulación	5.2.2 y 5.2.6	±0,2° ±1%	Igual al nominal	Igual al nominal	D I O o T y D E M O o T D I O o T y D E M O o T
→ 3.2.6.- <u>Retardos del Monitor</u> a. Retardo del Monitor b. Tiempo de Estabilización de Señales	5.2.13	<15 s <15 s	Igual al nominal	Igual al nominal	----- -----
→ 3.2.7.- <u>Prueba en Tierra con Monitores</u> a. Error Duintal b. Error Cuadrantal c. Error Octantal d. Error Total	5.2.8	0° 0° 0° <1,5°	0,5° 0,5° 0,5° Igual al nominal	0,5° 0,5° 0,5° Igual al nominal	D G O o T D G O o T D G O o T D G O o T



POLITÉCNICA



Tabla de valores nominales/ tolerancias (III)

PARÁMETRO	REFERENCIA	VALOR NOMINAL	LÍMITE DE TOLERANCIA		COMANDOS A TECLEAR
			INICIAL	OPERATIVA	
3.2.8.- <u>Fasado</u>	5.2.14	En fase	Igual al nominal	Igual al nominal	-----
3.2.9.- <u>Medidas en el Equipo de Abordo</u> a. Sensibilidad de Rumbo b. Nivel de Modulación Individual b.1. 30 Hz AM b.2. 9960 Hz b.3. 30 Hz FM c. Desviación Debida a la Polarización Vertical d. Radiales d.1. Alineamiento d.2. Desviación y Scallopping	-----	20° 30% 30% 480 Hz 0% 0% 0%	19-21° 28-32% 28-32% 450-510 Hz <2° <2° <3°	18-22° 28-32% 28-32% 450-510 Hz <2° <2° <3°	----- ----- ----- ----- ----- ----- ----- -----
3.2.10.- <u>Señal ATIS de Entrada</u>	5.2.17	28%	Del 26,5% hasta el 30,0%	Igual al inicial	-----



POLITÉCNICA



Programación del mantenimiento

Aena		DIRECCIÓN REGIONAL DE NAVEGACIÓN AÉREA						EMPLAZAMIENTO:						FECHAS:						
		REGIÓN:						IDENTIFICATIVO:						DE						
		SECTOR DE MANTENIMIENTO:						RADIAL REFERENCIA:						FIRMA:						
		ÁREA DE RADIOAYUDAS						REGISTRO DE PRESTACIONES TÉCNICAS						A						
		RPT-VOR Wilcox 5850-02																		
FECHA	HORA (UTC)	Semestral						Annual												INICIALES
		5.2.15. Comprobación en Tierra del Espectro de RF						5.2.16. Frecuencias de Audio y Porcentajes de Modulación												
		Portadora			Subportadora			Frecuencia de Portadora	9960 Hz		30 Hz		1020 Hz		Desviación de 9960Hz	5.2.17. Comprobación de la Señal ATIS	5.2.18. Medida de la ROE			
		1er. Armón.	2º Armón.	3er. Armón.	2º Armón.	3er. Armón.	4º Armón.		Frec.	% Mod.	Frec.	% Mod.	Frec.	% Mod.			Portadora	Banda Lateral 1	Banda Lateral 2	
NOMINAL				≤-30 dB	≤-50 dB	≤-60 dB		9960 Hz	30%	30 Hz	30%	1020 Hz	5%	16	~28%	1:1	1:1			
TOLERANCIA				≤-30 dB	≤-50 dB	≤-60 dB	±0,002 %	±1%	28-32%	±1%	28-32%	±50 Hz	4-6%	15-17	>26,5% <30,0%	<1,2:1	<1,15:1			



Modulación en amplitud (espacial)

$$E = E_p \cos w_o t + E_s \cos w_m t \cos (w_o t - \varphi)$$

E_s = Amplitud Máxima de Banda Lateral

φ = Desfase de rf entre PBL y BL

Operando y recordando que: $\cos (a - b) = \cos a \cos b + \sin a \sin b$

$$E = E_p \cos w_o t + E_s [\cos w_m t (\cos w_o t \cos \varphi) + \cos w_m t (\sin w_o t \sin \varphi)]$$

$$E = E_p \cos w_o t + E_s \cos \varphi \cos w_m t \cos w_o t + E_s \sin \varphi \cos w_m t \sin w_o t$$

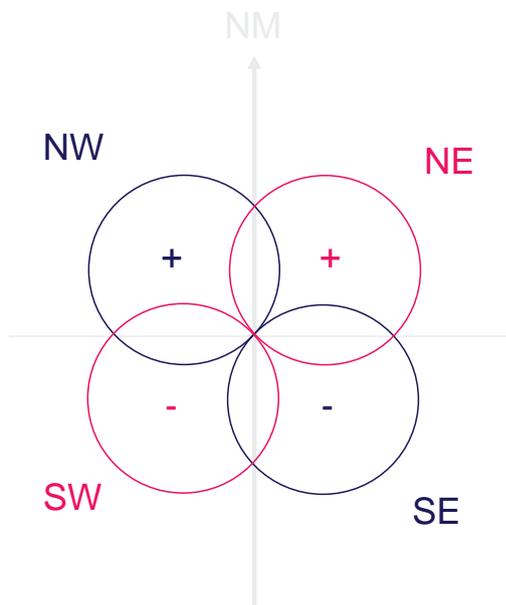
$$E = E_p \cos w_o t + BLC_1 \cos \varphi + BLC_2 \sin \varphi$$

($BLC_2 \sin \varphi$) es despreciable si φ es pequeño

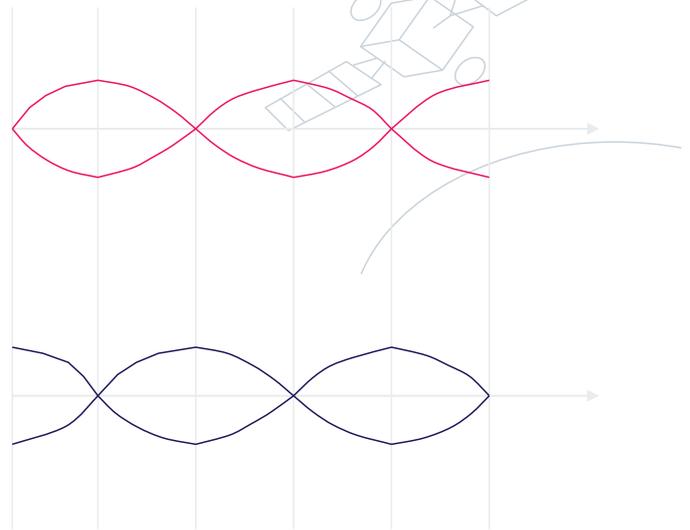




Señales de Banda Lateral



Bandas Laterales en cuadratura



Banda Lateral Combinada A (BLA)

Banda Lateral Combinada B (BLB)



Problema Tema 2: Errores del VOR

Javier García-Heras Carretero
Curso 2012-2013
Sistemas de Navegación y Aviónica

Problema 2

Se desea evaluar los errores de una estación CVOR, para lo cual se instala una antena monitora en el norte magnético y se realizan las siguientes mediciones:

- Con la BLB apagada el indicador muestra el radial 47.
- Con la BLA apagada el indicador muestra el radial 315.
- Con ambas encendidas marca el radial 4.



Problema 2

Hipótesis: No hay error duantal, ni octantal ni de alineamiento.

Se pide: Que errores característicos manifiesta la estación y cuales son las causas.

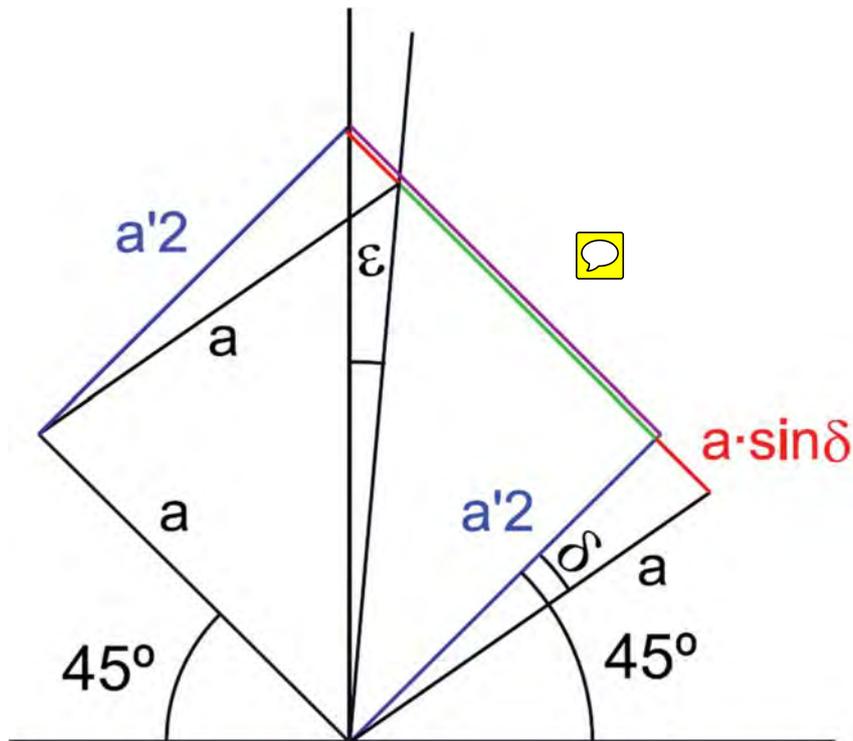


Problema 2. SOLUCIÓN:

- Con la BLB apagada el indicador muestra el radial 47.
- Con la BLA apagada el indicador muestra el radial 315.

Estos datos indica que existe una falta de cuadratura entre la BLA y la BLA

Problema 2. SOLUCIÓN:



Problema 2. SOLUCIÓN:

$$\left. \begin{array}{l} a_1' = a \cdot \cos(\delta) \\ a_2' = a - a \cdot \sin(\delta) \end{array} \right\} \frac{a_1'}{a_2'} = \tan\left(\frac{\pi}{4} - \epsilon\right) = \frac{1 - \sin(\delta)}{\cos(\delta)}$$

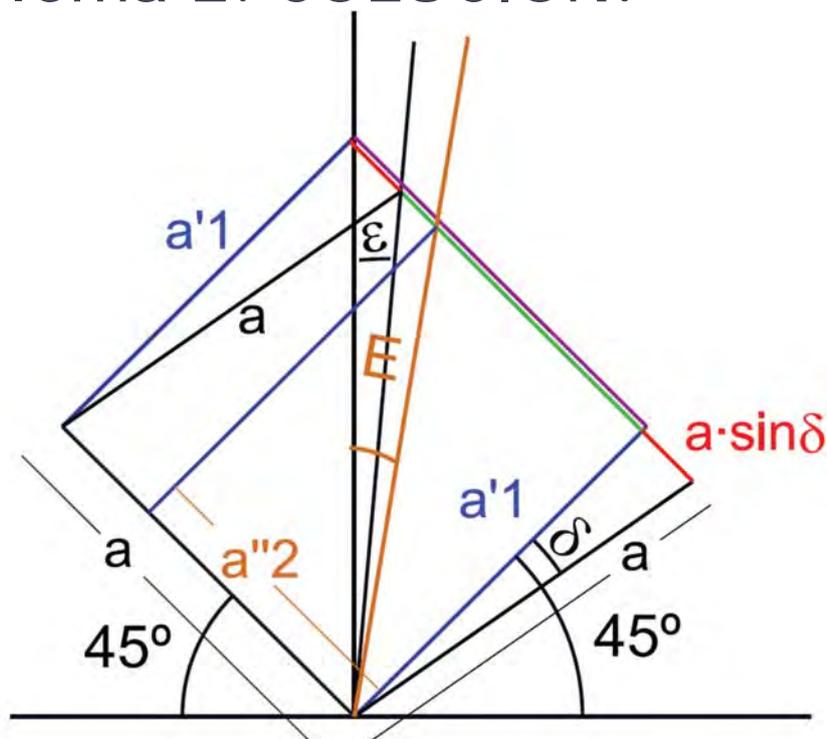
$$\tan\left(\frac{\pi}{4} - \epsilon\right) = \frac{1 - \sin(\delta)}{\cos(\delta)} \rightarrow$$

$$\epsilon = \left(\frac{\pi}{4} - \arctan\left(\frac{1 - \sin(\delta)}{\cos(\delta)}\right)\right) = 1^\circ$$

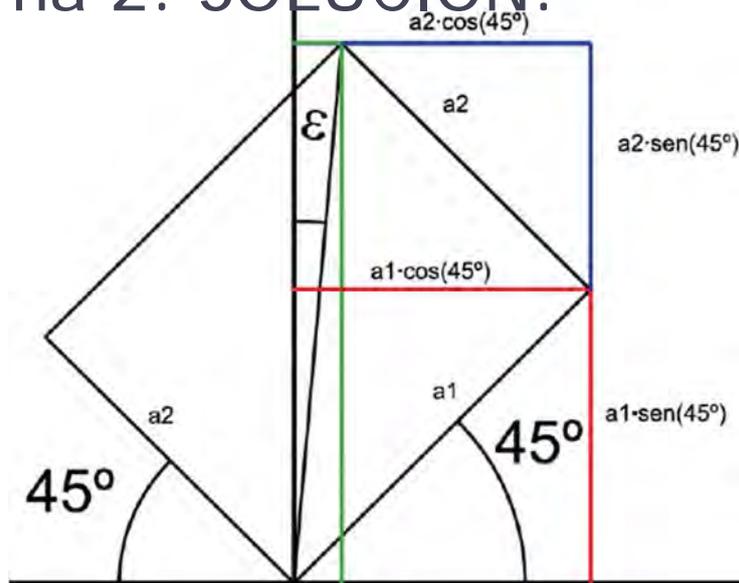
Problema 2. SOLUCIÓN:

Como el error anterior es inferior al dado por la medición cuando se encuentran las BL activadas y de sentido opuesto, se debe de dar o un error cuadrantal debido a un **desequilibrio de potencias** o a una **falta de “fasado” de R.F.** o a una **combinación de ambas.**

Problema 2. SOLUCIÓN:



Problema 2. SOLUCIÓN:



$$\tan(\epsilon) = \frac{a_1 \cos(45^\circ) - a_2 \cos(45^\circ)}{a_1 \sin(45^\circ) + a_2 \sin(45^\circ)} = \frac{a_1 - a_2}{a_1 + a_2}$$

Problema 2. SOLUCIÓN:

- Debido a una falta de “fasado” de R.F.

$$a_2'' = a \cdot \cos(\delta_{rf}) \quad a_1' = a \cdot \cos(2^\circ)$$

$$\tan(E) = \frac{a_1' - a_2''}{a_1' + a_2''} = \frac{a \cdot \cos(2^\circ) - a \cdot \cos(\delta_{rf})}{a \cdot \cos(2^\circ) + a \cdot \cos(\delta_{rf})} \rightarrow$$

$$\rightarrow \delta_{rf} = \arccos\left(\frac{\cos(2^\circ)(1 - \tan(E))}{(1 + \tan(E))}\right) = 29.68^\circ$$

Problema 2. SOLUCIÓN:

- Debido a un **desequilibrio de potencias**

$$r = \frac{a_2''}{a_1'} = \tan\left(\frac{\pi}{4} - E\right) = 0.8693 \rightarrow$$

$$\rightarrow r_{pot} = \frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{E_2}{E_1}\right)^2 = \left(\frac{a_2''}{a_1'}\right)^2 = 0.7557$$

EJERCICIO CAPÍTULO 2

En un CVOR se mide un error en el norte magnético de 5° , es nulo medido en el radial 315 y -5° en el oeste magnético. Se pide:

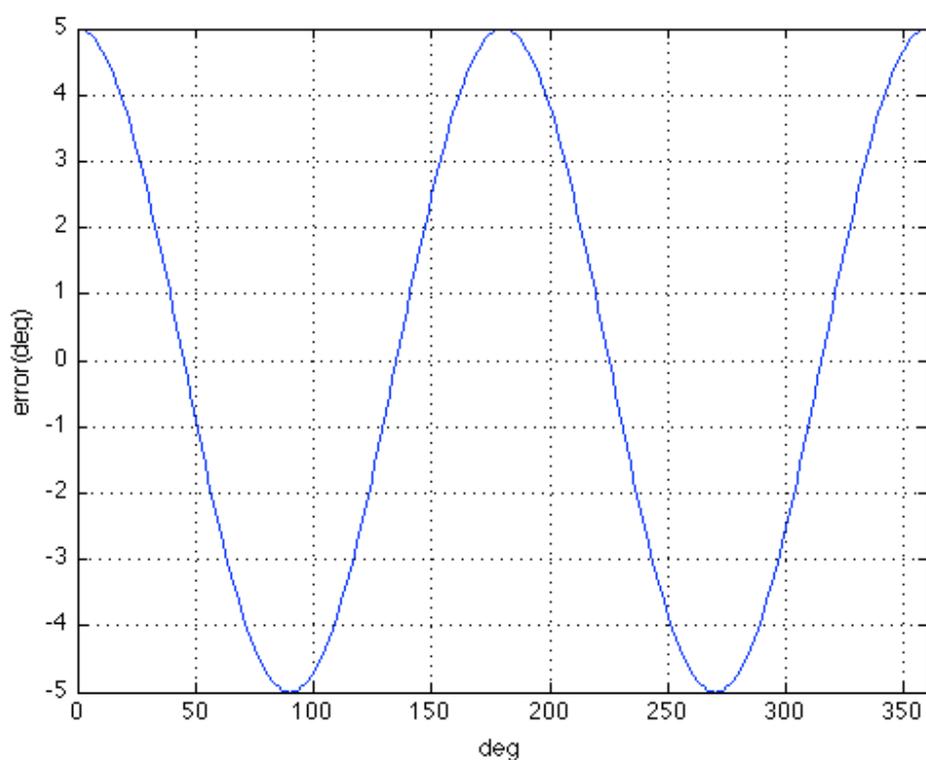
1. Representar la curva del error de la estación.
2. Tipo de error que se produce

Si el error es producido por diferencias de fase de las señales de navegación de 30Hz, determinar dicho desfase.

Si es debido a una diferencia de potencias entre las bandas laterales, determinar la diferencia de potencias radiadas.

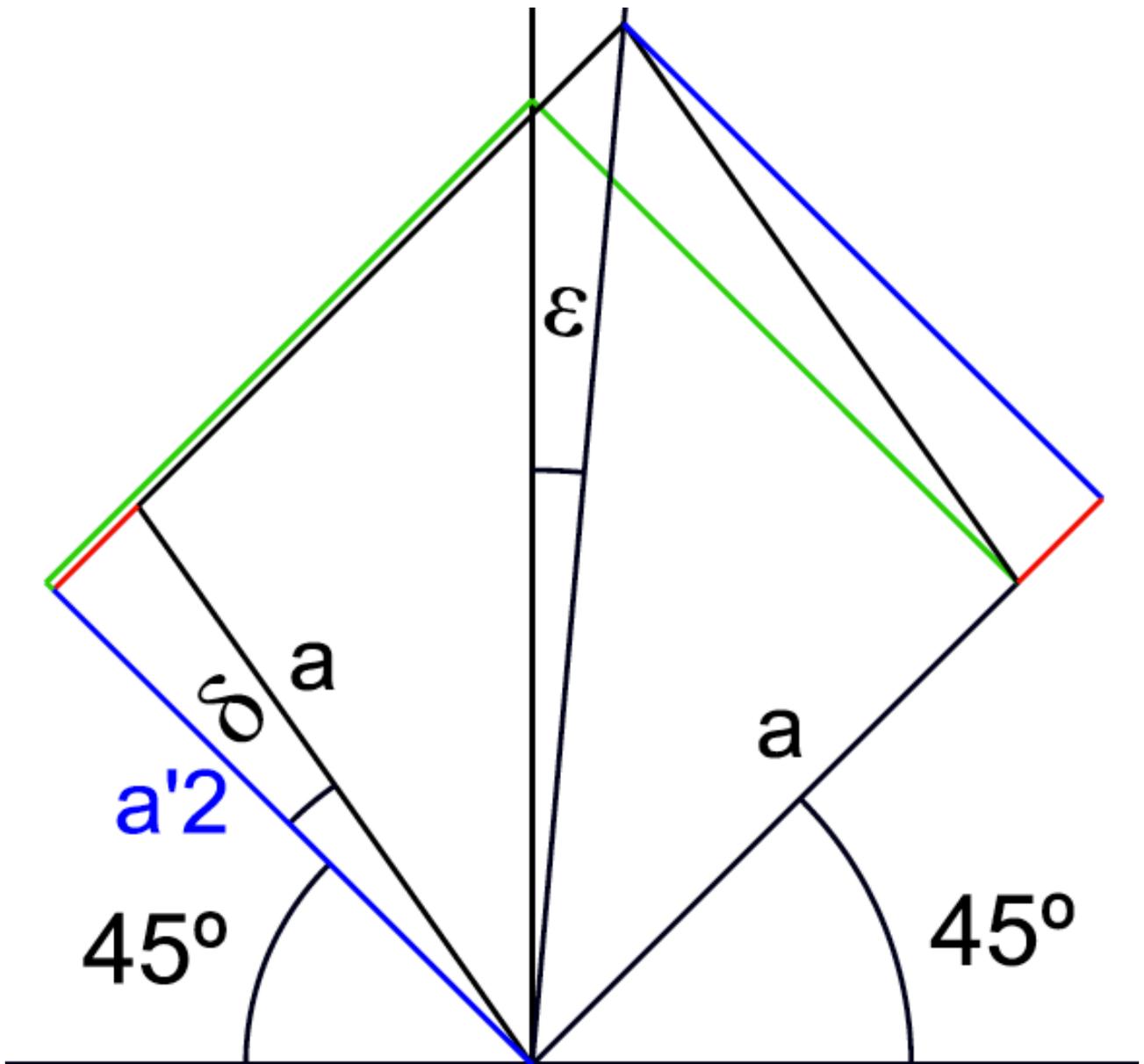
Si es debido a una falta de fasado de radiofrecuencia entre alguna de las bandas laterales y la portadora, determinar el ángulo correspondiente.

SOLUCION



1.- Si producido por diferencias de fases de las señales de 30Hz:

e s



$$\left. \begin{aligned} a_1' &= a_1 + a_1 \operatorname{sen} \delta \\ a_2' &= a_1 \cos \delta \end{aligned} \right\} \frac{a_2'}{a_1'} = \tan\left(\frac{\pi}{4} - \varepsilon\right) = \frac{\cos \delta}{1 + \operatorname{sen} \delta}$$

$$\tan\left(\frac{\pi}{4} - \varepsilon\right) = \frac{\cos \delta}{1 + \sqrt{1 - \cos^2 \delta}} \rightarrow \tan\left(\frac{\pi}{4} - \varepsilon\right) \sqrt{1 - \cos^2 \delta} = \cos \delta - \tan\left(\frac{\pi}{4} - \varepsilon\right)$$

Elevando los dos términos al cuadrado:

$$\tan^2\left(\frac{\pi}{4} - \varepsilon\right) (1 - \cos^2 \delta) = \left(\cos \delta - \tan\left(\frac{\pi}{4} - \varepsilon\right)\right)^2 \rightarrow$$

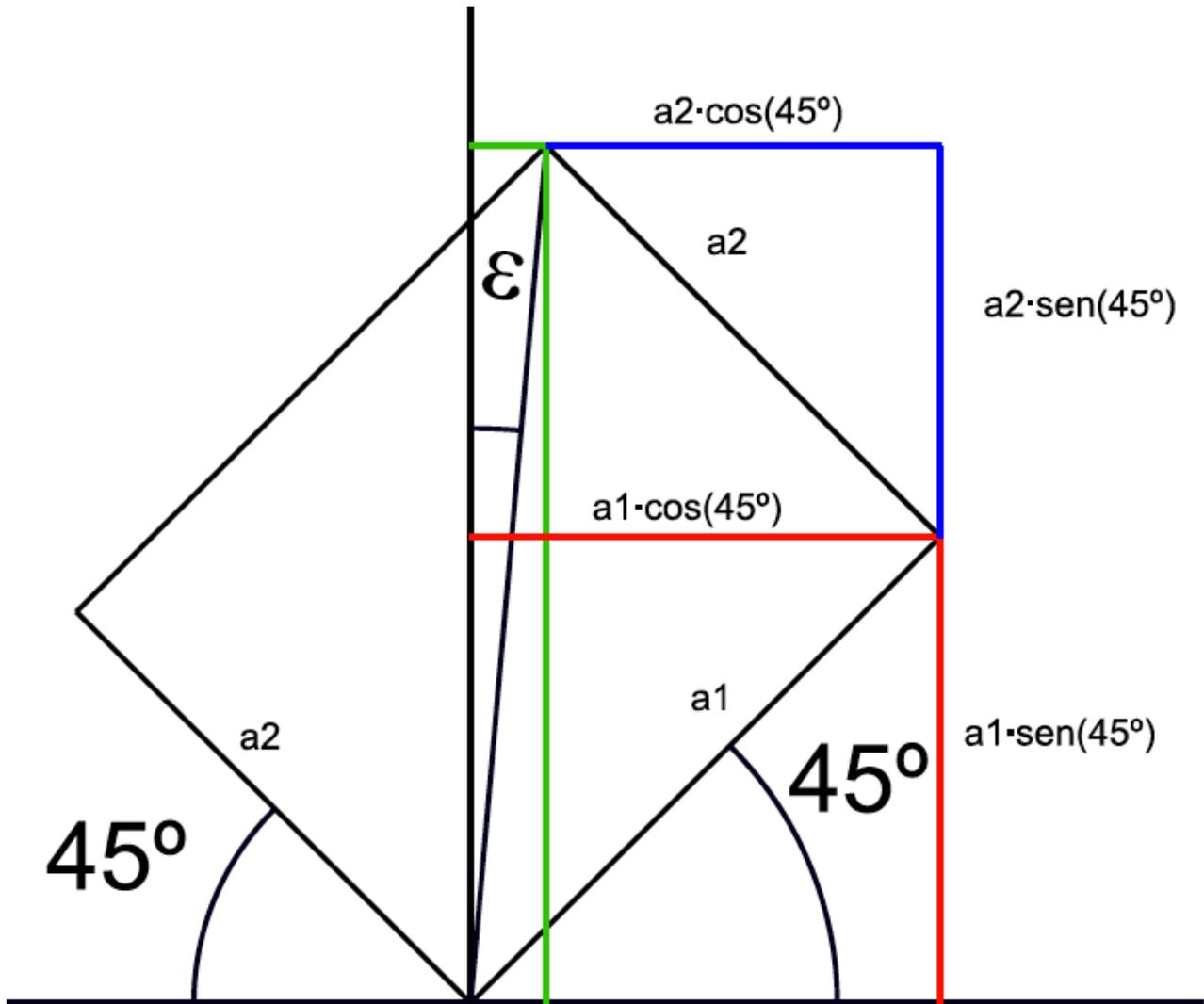
$$\rightarrow \cos^2 \delta \left(1 + \tan^2\left(\frac{\pi}{4} - \varepsilon\right)\right) - \cos \delta \cdot 2 \cdot \tan\left(\frac{\pi}{4} - \varepsilon\right) = 0 \rightarrow \begin{cases} \cos \delta = 0 \text{ No es solución} \\ \cos \delta = 2 \cdot \tan\left(\frac{\pi}{4} - \varepsilon\right) / \left(1 + \tan^2\left(\frac{\pi}{4} - \varepsilon\right)\right) \end{cases}$$

$$\boxed{\delta = 10^\circ}$$

2.- Si es producido por una diferencia de potencia:

$$r = \tan\left(\frac{\pi}{4} - \varepsilon\right) \rightarrow \frac{E_2}{E_1} = r^2 = 0.704$$

3.- Si es producido por un fasado en la radiofrecuencia:



$$\tan \varepsilon = \frac{a_1 \cos(45^\circ) - a_2 \cos(45^\circ)}{a_1 \sin(45^\circ) + a_2 \sin(45^\circ)} = \frac{\cos(45^\circ) a_1 - a_2}{\sin(45^\circ) a_1 + a_2} = \frac{a_1 - a_2}{a_1 + a_2}$$

Como el efecto del fasado entre la banda lateral y la radiofrecuencia repercute en que la potencia de la banda lateral sea menor, tal y como indica la siguiente expresión:

$$a_2 = a_1 \cos \delta_{rf}$$

$$\tan \varepsilon = \frac{a_1 - a_1 \cos \delta_{rf}}{a_1 + a_1 \cos \delta_{rf}} = \frac{1 - \cos \delta_{rf}}{1 + \cos \delta_{rf}} \rightarrow \cos \delta_{rf} = \frac{1 - \tan \varepsilon}{1 + \tan \varepsilon} \rightarrow \delta_{rf} = 32.9548^\circ$$

Problema 1

ENUNCIADO

Problema CVOR (caso directo): Un CVOR presenta error de alineamiento de 2° , error duantal, con su máximo de 3.2° en el radial 43° , cuadrantal con error en el norte de -2.5° y octantal de 0.51° . Representar la curva de error, sabiendo que el monitor tiene un error no sistemático de desviación típica 0.2° para los hitos de observación situados a 22.5° .

SOLUCIÓN

Con los datos del enunciado obtenemos los diferentes errores:

$$\text{Alineamiento} = Al = 2^\circ$$

$$\text{Duantal} = D_u = 3.2^\circ \cdot e^{j \cdot (90-43) \cdot \frac{\pi}{180}}$$

$$\text{Cuadrantal} = C_u = -2.5^\circ \cdot e^{j \cdot (90-0) \cdot \frac{\pi}{180}}$$

$$\text{Octantal} = O_u = 0.51^\circ e^{j \cdot (90-90) \cdot \frac{\pi}{180}}$$

Calculamos los diferentes errores para los diferentes hitos:

$$\text{Duantal}_i = D_i = D_u \cdot e^{j\theta_i}$$

$$\text{Cuadrantal}_i = C_i = C_u \cdot e^{j2\theta_i}$$

$$\text{Octantal}_i = O_i = O_u \cdot e^{j4\theta_i}$$

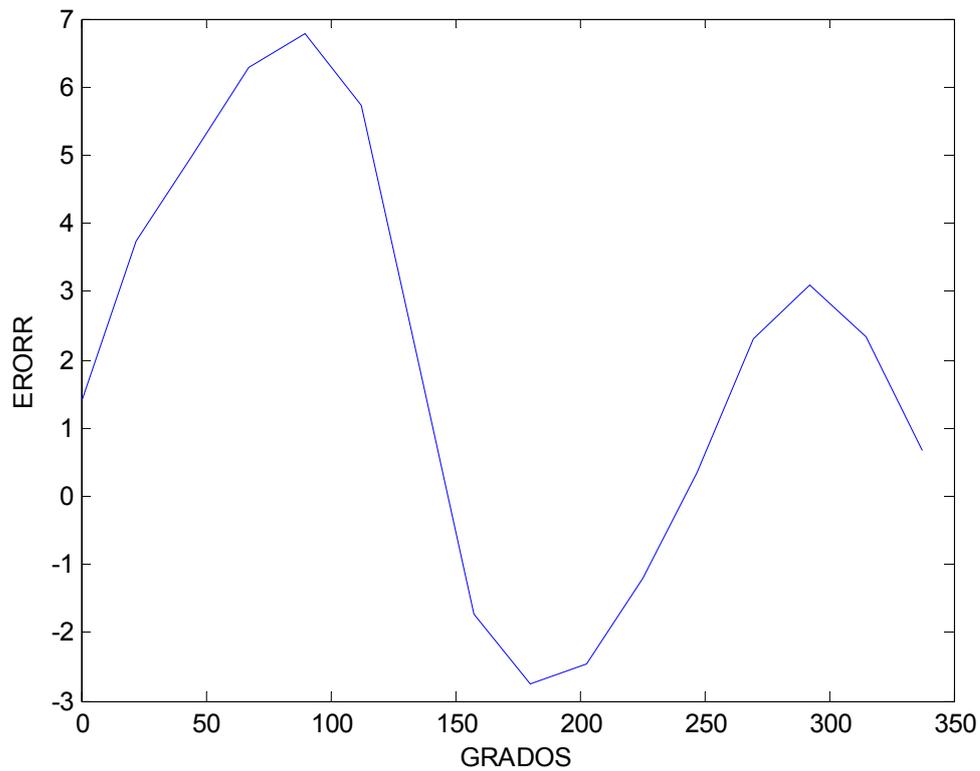
Donde $\theta_i = (i - 1) \cdot 22.5 \cdot \frac{\pi}{180}$ y lo calculamos desde $i = 1$ hasta $i = N = \frac{360}{22.5} = 16$

Calculamos los errores para cada valor de θ sumándolos y los resultados obtenidos al error sistemático. (El error sistemático con desviación típica 0.2° serán valores aleatorios obtenidos de esa distribución con un programa de cálculo o una calculadora).

$$\epsilon(\theta_i) = Al + D_i + C_i + O_i + \epsilon_{sist}(0, 0.2)$$

Con los resultados obtenidos tenemos la tabla y el gráfico siguientes:

θ	$\epsilon(\theta)$
0	1.4062
22.5000	3.7277
45.0000	4.9959
67.5000	6.2925
90.0000	6.7839
112.5000	5.7369
135.0000	2.0066
157.5000	-1.7335
180.0000	-2.7643
202.5000	-2.4569
225.0000	-1.2020
247.5000	0.3362
270.0000	2.3176
292.5000	3.0935
315.0000	2.3307
337.5000	0.6745



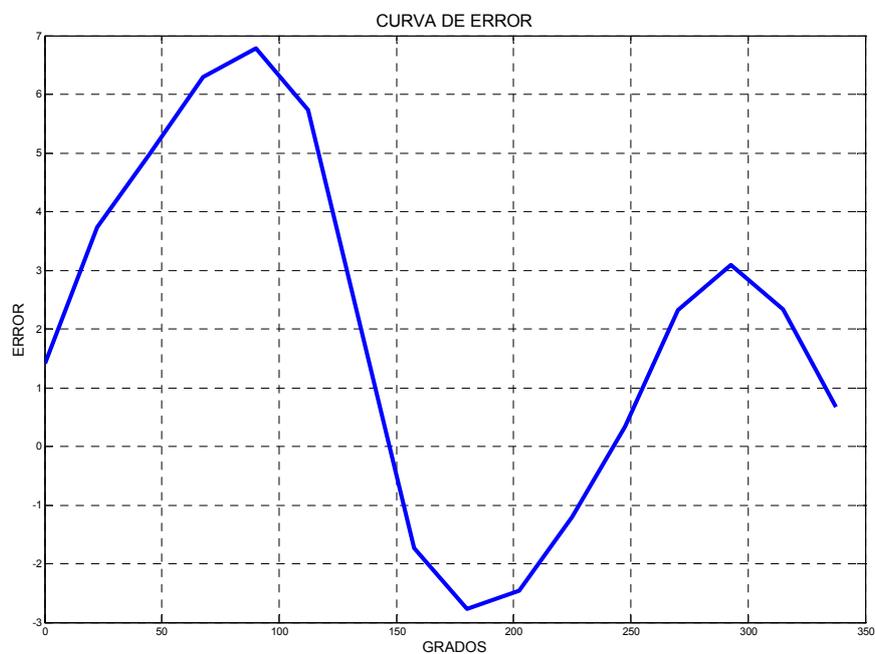
(Nota: Si se realizase otra vez los valores del $\epsilon_{sist}(0, 0.2)$ serían diferentes por lo que no daría exactamente los mismos resultados)

Problema 2

ENUNCIADO

Una prueba en tierra da lugar a una curva de error con los siguientes valores

θ	$\epsilon(\theta)$
0,00	2,0035
22,50	3,8820
45,00	5,4561
67,50	6,3034
90,00	6,9206
112,50	5,1579
135,00	1,8844
157,50	-1,6361
180,00	-3,1611
202,50	-2,2037
225,00	-1,4093
247,50	0,6289
270,00	2,1566
292,50	3,2629
315,00	2,1555
337,50	0,8649



Se pide determinar los errores de alineación, duantal, cuadrantal y octantal para este equipo.

SOLUCIÓN

Para obtener los errores tomamos la ecuación 2.20 de los apuntes. El cálculo de los coeficientes de dicha ecuación nos servirá para calcular los errores

$$\epsilon(\theta) = a_0 + a_1 \cos \theta + b_1 \sin \theta + a_2 \cos 2\theta + b_2 \sin 2\theta + a_4 \cos 4\theta + b_4 \sin 4\theta$$

1) Error de alineación:

Como tenemos valores discretos de la ecuación lo calculamos mediante la ecuación 2.22.

$$a_0 = \frac{\Delta\theta}{2\pi} \sum_{n=0}^{N-1} \epsilon(\theta_n) = \frac{22.5}{360} \cdot \sum_{n=0}^{15} \epsilon(\theta_n) = \frac{22.5}{360} \cdot 32,2665 = 2,0167$$

2) Error duntal

$$a_1 = \frac{\Delta\theta}{\pi} \sum_{n=0}^{N-1} \epsilon(\theta_n) \cos \theta_n = \frac{22.5}{180} \cdot \sum_{n=0}^{15} \epsilon(\theta_n) \cos \theta_n = \frac{22.5}{180} \cdot 19,5903 = 2,4488$$

$$b_1 = \frac{\Delta\theta}{2\pi} \sum_{n=0}^{N-1} \epsilon(\theta_n) \sin \theta_n = \frac{22.5}{180} \cdot \sum_{n=0}^{15} \epsilon(\theta_n) \sin \theta_n = \frac{22.5}{180} \cdot 17,7920 = 2,2240$$

$$|\epsilon_1| = \sqrt{a_1^2 + b_1^2} = 3,3080$$

$$\epsilon_1 \angle = \tan^{-1} \frac{b_1}{a_1} = 42,2459^\circ$$

3) Error cuadrantal

$$a_2 = \frac{\Delta\theta}{\pi} \sum_{n=0}^{N-1} \epsilon(\theta_n) \cos 2\theta_n = \frac{22.5}{180} \cdot \sum_{n=0}^{15} \epsilon(\theta_n) \cos 2\theta_n = \frac{22.5}{180} \cdot (-20,4497) = -2,5562$$

$$b_2 = \frac{\Delta\theta}{2\pi} \sum_{n=0}^{N-1} \epsilon(\theta_n) \sin 2\theta_n = \frac{22.5}{180} \cdot \sum_{n=0}^{15} \epsilon(\theta_n) \sin 2\theta_n = \frac{22.5}{180} \cdot 0,6864 = 0,0858$$

$$|\epsilon_2| = \sqrt{a_2^2 + b_2^2} = 2,5576$$

$$\epsilon_2 \angle = \tan^{-1} \frac{b_2}{a_2} = -1,9225^\circ$$

Como $a_2 < 0$ y $b_2 > 0$ estará en el segundo cuadrante

$$\epsilon_2 \angle = 180^\circ + (-1,9225^\circ) = 178,0775^\circ$$

4) Error octantal

$$a_4 = \frac{\Delta\theta}{\pi} \sum_{n=0}^{N-1} \epsilon(\theta_n) \cos 4\theta_n = \frac{22.5}{180} \cdot \sum_{n=0}^{15} \epsilon(\theta_n) \cos 4\theta_n = \frac{22.5}{180} \cdot (-0,1671) = -0,0209$$

$$b_4 = \frac{\Delta\theta}{2\pi} \sum_{n=0}^{N-1} \epsilon(\theta_n) \sen 4\theta_n = \frac{22.5}{180} \cdot \sum_{n=0}^{15} \epsilon(\theta_n) \sen 4\theta_n = \frac{22.5}{180} \cdot 3,9380 = 0,4923$$

$$|\epsilon_4| = \sqrt{a_4^2 + b_4^2} = 0,4927$$

$$\epsilon_4 \angle = \tan^{-1} \frac{b_4}{a_4} = -87,8507^\circ$$

Como $a_4 < 0$ y $b_4 > 0$ estará en el segundo cuadrante

$$\epsilon_4 \angle = 180^\circ + (-87,8507^\circ) = 92,1493^\circ$$

Por tanto la expresión que nos queda es:

$$\epsilon(\theta) = 2,017 + 3,308 \cos(\theta - 42,246^\circ) + 2,558 \cos(2\theta - 178,07^\circ) + 0,493 \cos(4\theta - 92,150^\circ)$$

Problema 3

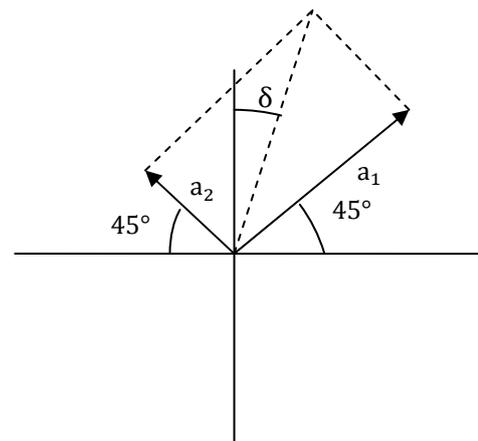
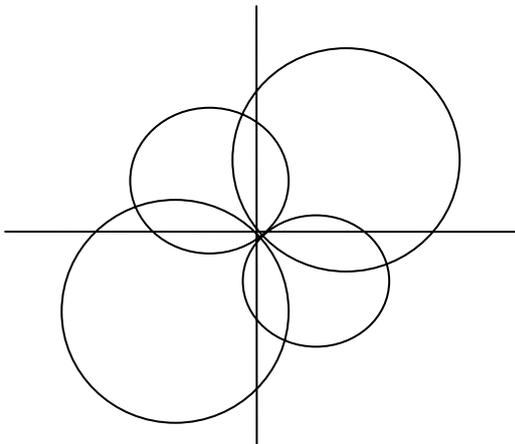
ENUNCIADO

En un CVOR se identifica un error cuadrantal de 3° en el norte, determinar lo siguiente:

- 1) Si es producido por diferencia de potencias, cuánto vale la relación entre éstas.
- 2) Si es producido por desalineamiento de fase de 30Hz de una de las BL, calcular el ángulo correspondiente.
- 3) Si es producido por desalineamiento de fase de portadora de una de las BL, calcular el ángulo correspondiente.

SOLUCIÓN

- 1) Realizamos un esquema del DDR con esa diferencia de potencias y el diagrama fasorial



Por lo tanto vamos a calcular la relación de potencias que vendrá dada como

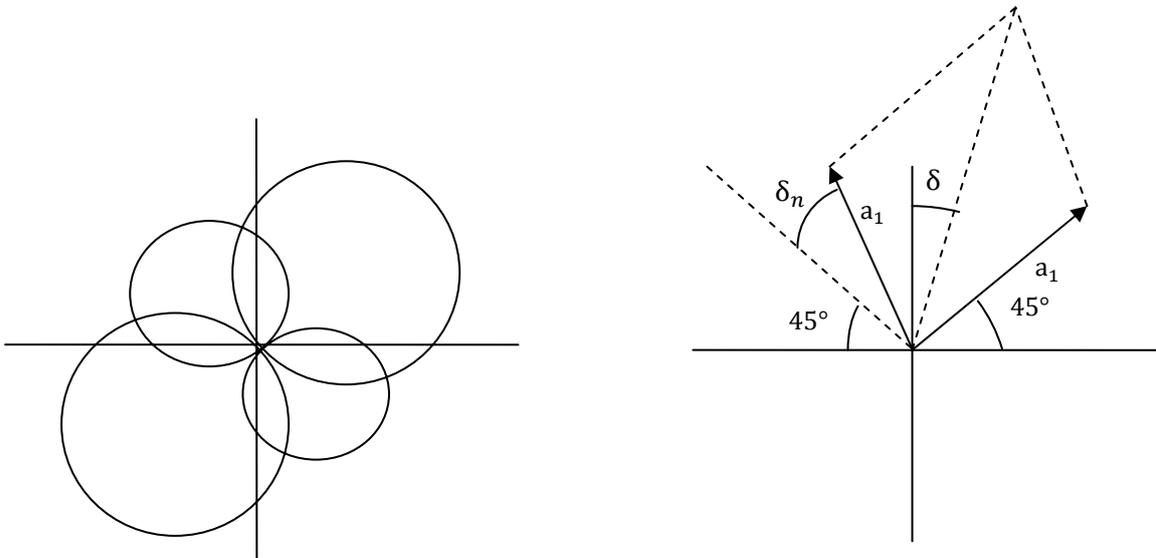
$$r_{pot} = \frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{E_2}{E_1}\right)^2 = \left(\frac{a_2}{a_1}\right)^2$$

$$r = \frac{a_2}{a_1} = \tan\left(\frac{\pi}{4} - \delta\right) = \tan(45^\circ - 3^\circ) = \tan(42^\circ) = 0,900$$

$$r_{pot} = r^2 = 0,81$$

(También podríamos obtenerlo mediante la ecuación 2.19)

2) Procedemos como en el caso anterior dibujando el diagrama de radiación y el fasorial



Ahora debemos encontrar el ángulo de desalineamiento

$$a'_1 = a_1 + a_1 \operatorname{sen} \delta_n$$

$$a'_2 = a_1 \cos \delta_n$$

$$\frac{a'_2}{a'_1} = \frac{a_1 \cos \delta_n}{a_1 + a_1 \operatorname{sen} \delta_n} = \frac{a_2}{a_1} = r = \tan\left(\frac{\pi}{4} - \delta\right)$$

Ahora despejamos δ_n de la ecuación anterior ya que conocemos el valor de r del apartado 1).

$$r = \frac{a_1 \cos \delta_n}{a_1 + a_1 \sqrt{1 - \cos^2 \delta_n}} = \frac{\cos \delta_n}{1 + \sqrt{1 - \cos^2 \delta_n}}$$

Despejando tenemos que:

$$\left(1 + \sqrt{1 - \cos^2 \delta_n}\right) r = \cos \delta_n$$

$$\left(\sqrt{1 - \cos^2 \delta_n}\right)^2 r^2 = (\cos \delta_n - r)^2$$

$$\cos^2 \delta_n (1 + r^2) - 2r \cos \delta_n = 0$$

$$\cos \delta_n = \frac{2r}{(1 + r^2)} = \frac{2 \cdot 0,900}{(1 + 0,81)} = 0,99452 \quad y \quad \cos \delta_n = 0$$

$$\delta_n = \operatorname{acos} 0,99452 = 6^\circ$$

- 3) Suponemos que las amplitudes de señal son iguales, pero que se tenga un desfase de R.F. respecto a la portadora. El error, aplicando (2.18) sin hacer la aproximación de la (2.17) aunque podríamos hacerla pues para 3° $\tan\delta \approx \delta$. Tenemos entonces será:

$$\tan \delta = \frac{a_1 - a_1 \cos \delta_{rf}}{a_1 + a_1 \cos \delta_{rf}} = \frac{1 - \cos \delta_{rf}}{1 + \cos \delta_{rf}}$$

Despejando

$$\cos \delta_{rf} = \frac{1 - \tan \delta}{1 + \tan \delta} = \frac{1 - \tan 3^\circ}{1 + \tan 3^\circ} = 0,900$$

$$\delta_{rf} = \arccos 0,900 = 25,7888$$

Problema CVOR

ENUNCIADO

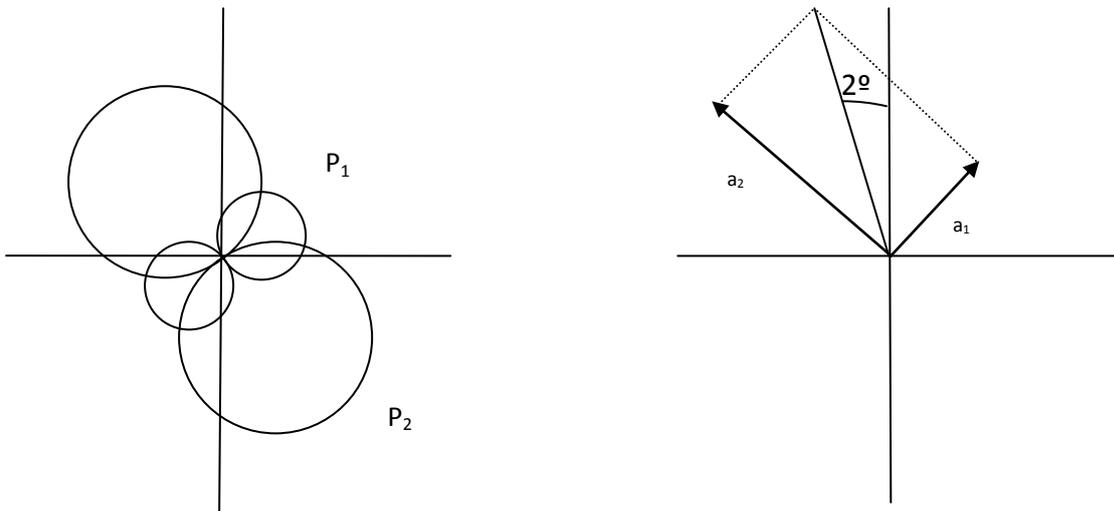
Tenemos un CVOR que presenta un error cuadrantal con error en el norte de -2° .

Se pide:

- Si es producido por diferencia de potencias, calcular el ratio entre P_1 y P_2 .
- Si es producido por diferencia de fase radiofrecuencia de portadora, calcular el ángulo correspondiente.
- Si es producido por diferencia en la cuadratura de la envolvente, calcular el ángulo correspondiente.

SOLUCIÓN

- Dibujamos el DDR correspondiente:



$$ratio = \frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{E_2}{E_1}\right)^2 = \left(\frac{a_2}{a_1}\right)^2$$

$$ratio = \left(\frac{\cos(90^\circ + 45^\circ - 2^\circ)}{\cos(45^\circ - 2^\circ)}\right)^2 = \left(\frac{\sin(45^\circ - 2^\circ)}{\cos(45^\circ - 2^\circ)}\right)^2 = (\tan(43^\circ))^2 = 0.869$$

b) En este caso P_1 y P_2 son iguales ($a_1=a_2$) pero existe un desfase de R.F. respecto a la portadora de una BL:

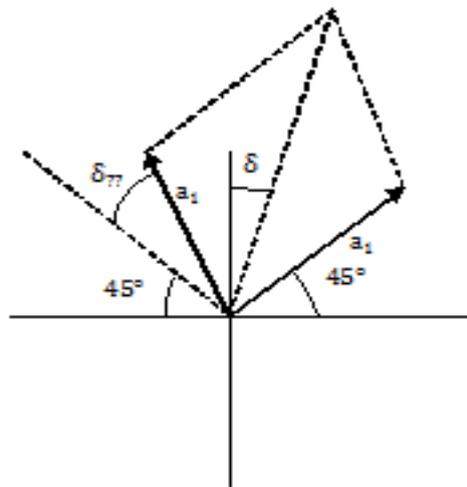
Aplicando la ecuación vista en los capítulos para el error y dado que a_1 lo podemos simplificar:

$$\tan \delta = \frac{1 - \cos \delta_{rf}}{1 + \cos \delta_{rf}}$$

$$\cos \delta_{rf} = \frac{1 - \tan 2^\circ}{1 + \tan 2^\circ} = 0,932$$

$$\delta_{rf} = \arccos 0,932 = 21.16^\circ$$

c) Dibujamos el DDR y el diagrama fasorial:



En este caso tomamos a_1 como referencia:

$$a'_1 = a_1 + a_1 \operatorname{sen} \delta_n$$

$$a'_2 = a_1 \cos \delta_n$$

a'_1 y a'_2 son los nuevos valores que tomamos para calcular el ratio de potencias:

$$r = \frac{a'_2}{a'_1} = \frac{a_1 \cos \delta_n}{a_1 + a_1 \operatorname{sen} \delta_n}$$

$$\text{Y como vimos } r = \tan\left(\frac{\pi}{4} - \delta\right)$$

Despejamos δ_n tomando como valor de r el calculado en el apartado a)

$$r = \frac{a_1 \cos \delta_n}{a_1 + a_1 \sqrt{1 - \cos^2 \delta_n}} = \frac{\cos \delta_n}{1 + \sqrt{1 - \cos^2 \delta_n}}$$

$$(1 + \sqrt{1 - \cos^2 \delta_n}) r = \cos \delta_n$$

$$(\sqrt{1 - \cos^2 \delta_n})^2 r^2 = (\cos \delta_n - r)^2$$

$$\cos^2 \delta_n (1 + r^2) - 2r \cos \delta_n = 0$$

$$\cos \delta_n = \frac{2r}{(1 + r^2)} = \frac{2 \cdot 0,932}{(1 + 0,868)} = 0,9975 \quad y \quad \cos \delta_n = 0$$

$$\delta_n = \arccos 0,9975 = 4,03^\circ$$

Modulación espacial II:

EI ILS

3

3.1.- CONSIDERACIONES GENERALES

El desarrollo de la aviación ha estado permanentemente condicionado por la meteorología. Asegurar un retorno seguro a la aeronave en condiciones meteorológicas adversas, ha supuesto importantes esfuerzos técnicos, cuyo resultado ha sido el que las operaciones aéreas puedan desarrollarse con suficiente seguridad en "prácticamente" cualquier condición.

Entre todas las maniobras de vuelo la que requiere mayor precisión, con diferencia, es el aterrizaje. Se trata de desplazar, a una velocidad considerable, un vehículo de masa grande, en un fluido (el aire) en movimiento aleatorio respecto de la tierra, desde un punto del entorno hasta el punto de contacto de la pista de un aeropuerto.

La solución "estándar" más fértil para cubrir este objetivo ha sido, sin duda, el ILS (Instrument Landing System) que suministra, a un receptor apropiado, guiado electrónico a lo largo de la denominada "trayectoria de descenso".

Este sistema es el soporte sobre el que se realizan las maniobras de aproximación de precisión en la práctica totalidad de los aeropuertos de todo el mundo. No obstante, desde el comienzo de su utilización operacional hasta hoy en día se planteó la necesidad de su sustitución por otro sistema que superase determinadas limitaciones

El ILS proporciona a las aeronaves dentro de su volumen de cobertura información de guiado acimutal, cenital y de distancia para que el piloto, sin referencias visuales externas, pueda alcanzar un punto de la trayectoria de descenso situado a una altura denominada "altura de decisión".

Una vez alcanzada la altura de decisión el piloto decidirá el continuar el descenso hacia la pista, para proceder al aterrizaje, en función de si ha establecido referencias visuales con el terreno.

Las informaciones de guiado acimutal, cenital y de distancia son proporcionadas por estaciones transmisoras denominadas, respectivamente, Localizador (LZ), Senda de Descenso (GP) y Radiobalizas (Outer Marker, OM; Middle Marker, MM; Inner Marker, IM) ó DME

El Localizador (LZ) es una estación transmisora que tiene por objeto materializar la "superficie de rumbo", para guiar al avión a lo largo de la prolongación del eje de pista y, en caso de separarse de esta, indicarle proporcionalmente "cuanto" está apartado dentro de un determinado sector de sensibilidad.

La Senda de Descenso (GP) es un transmisor que guía al avión a lo largo de una superficie descendente, de pendiente próxima a los 3° , que pasa por el punto teórico de contacto sobre la pista. Igual que el localizador, también suministra información sobre la separación de la aeronave con respecto a esta superficie en un "sector de sensibilidad".

La intersección entre las superficies de rumbo (plano vertical) y de descenso (superficie cónica) materializa la trayectoria de descenso que tiene la forma ideal de una rama de hipérbola.

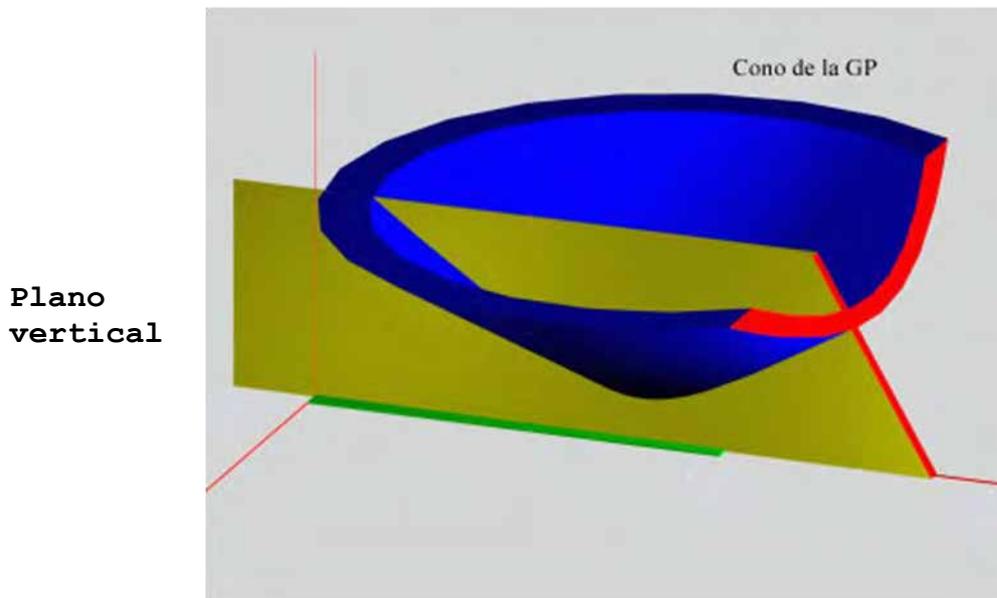


Fig. 3.1. (a) Intersección entre las superficies de rumbo

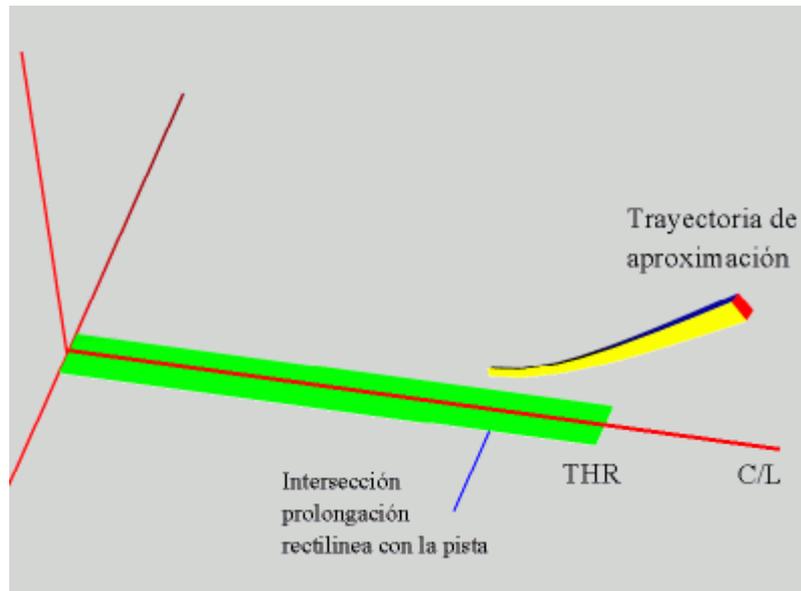
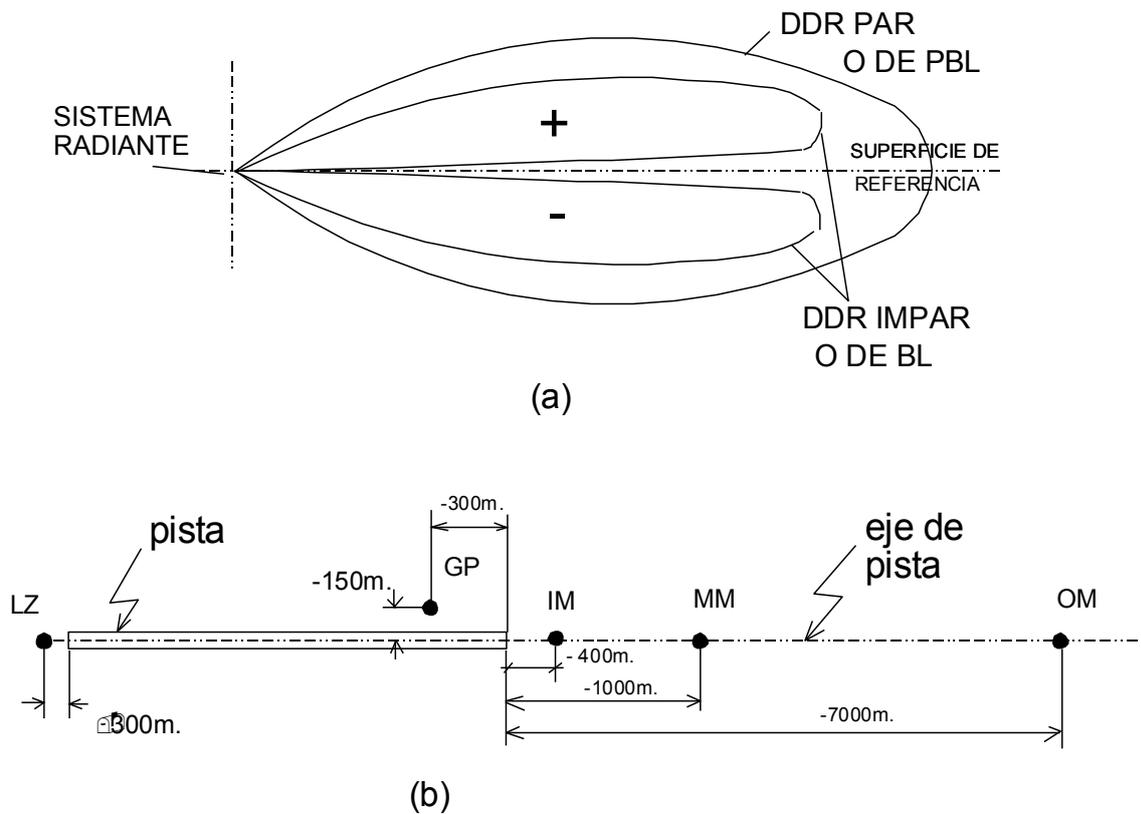


Fig. 3.1. (b) Trayectoria de descenso como rama hiperbólica

Los sistemas radiantes, tanto del LZ como de la GP, constituyen una red (array), que radia EEM polarizada horizontalmente.



**Fig. 3.2- Diagrama de radiación típico de un LZ ó GP (a)
Ubicación de los componentes transmisores del ILS (b)**

Las radiobalizas (OM, MM e IM) son transmisores cuyo DDR tiene forma de abanico

perpendicular a la superficie de rumbo, activando al receptor correspondiente del avión cuando éste pasa aproximadamente sobre su vertical, e indicando así la distancia hasta el umbral de pista. Para estos fines puede emplearse un DME, en sustitución de las radiobalizas, que suministra información de distancia de forma continua.

Los transmisores LZ y GP tienen principio de funcionamiento análogo, aunque su frecuencia de portadora (f_0) y su sistema radiante son diferentes.

Las frecuencias de portadora están apareadas, de forma que a una frecuencia del localizador (108-118 MHz) le corresponde sólo otra frecuencia de la Senda de Descenso (329-335Mhz)

Esta radiofrecuencia se modula en amplitud con dos señales de 90 y 150 Hz, denominadas "**señales de navegación**". En el caso del LZ también la portadora estará modulada en AM por un tono de 1020 Hz. Por uno de los DDR (denominado par o de PBL) se transmite portadora modulada en amplitud por ambas señales de navegación, es decir:

$$PBL = E_C + (E_{CS})_{90} + (E_{CS})_{150} \quad (3.1)$$

Donde:

- PBL: señal radiada por el DDR par
- E_C : amplitud de portadora
- $(E_{CS})_{90}$: banda lateral combinada de 90Hz.
- $(E_{CS})_{150}$: banda lateral combinada de 150Hz.

Por el otro DDR (denominado impar o de BL) se transmite solamente banda lateral combinada de las señales de navegación, es decir:

$$BL = (E_{SS})_{90} - (E_{SS})_{150} \quad (3.2)$$

Donde:

- $(E_{SS})_{90}$ =componente de BL de 90Hz.
- $(E_{SS})_{150}$ =componente de BL de 150Hz.

El signo (-) del último término de (3.2.) indica que la rf de la banda lateral combinada de 150 Hz, correspondiente a BL, está en oposición respecto de la misma banda lateral de PBL (inversión de fases en las senoides de 150 Hz).

El objeto de esta señal de BL es producir una modulación que consiga una diferencia en profundidad de modulación (DDM, Difference Deph Modulation) entre las señales de navegación

de 90 y 150 Hz, que es función de la separación angular del receptor respecto de la superficie de referencia (de rumbo o descenso) del receptor.

La profundidad de modulación nominal de la portadora (PBL), es igual para las señales de 90 y 150 Hz, y su valor es de:

$$m_{90} = \frac{(E_{CS})_{90}}{E_C} \qquad m_{150} = \frac{(E_{CS})_{150}}{E_C}$$

Siendo 0,2 para el LZ y 0,4 para la GP

La relación entre la DDM y el apartamiento angular tiene que ser constante en un sector en torno a la superficie de referencia (zona comprendida entre θ_1 y θ_2 , sector de sensibilidad)

PARÁMETRO	GP	LZ
θ_0	$\sim 3^\circ$	0°
θ_1 y θ_2	$0.48\theta_0$	$\tan^{-1} 105/L$
DDM 1 y DDM2	0.175	0.155

L= distancia de las antenas del LZ al umbral opuesto de la pista

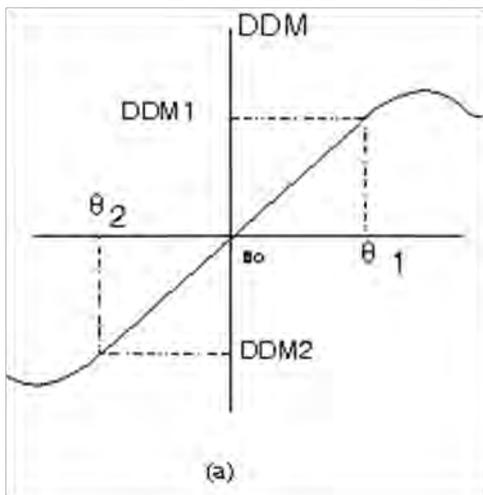


Fig. 3.3.- Relación entre la separación angular y la DM (a). Parámetros de la GP y del LZ (b)

3.2.- LA DIFERENCIA EN PROFUNDIDAD DE MODULACIÓN (DDM)

El receptor de ILS convierte en intensidad de corriente diferencial la DDM captada por la antena, tanto para el caso del LZ como de la GP.

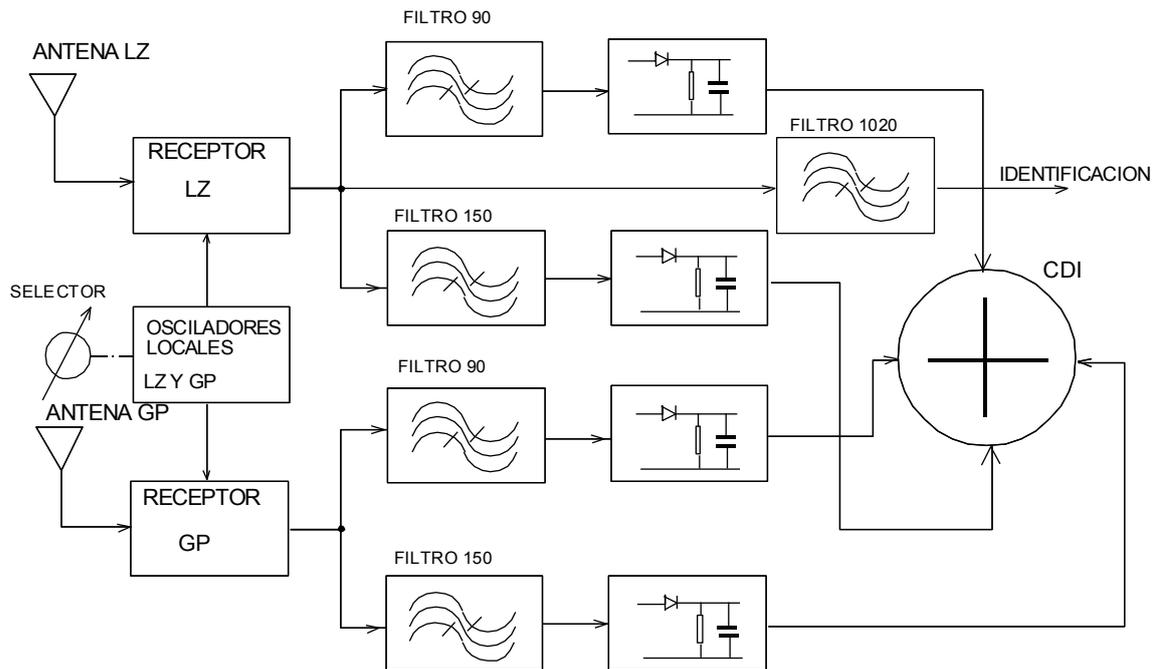


Fig. 3.4.- Diagrama de bloques de un receptor ILS

La calibración del receptor es tal que a una DDM de 0,155 ó 0,175, para el LZ o GP respectivamente, le corresponde una intensidad de corriente de 150µA en el CDI (Cross Deviation Indicator, indicador de desviación), que corresponde para este instrumento una desviación a fondo de escala, tanto en la aguja vertical (indicadora del rumbo) como en la horizontal (indicadora del ángulo de descenso)

La DDM en el punto de recepción es consecuencia de la superposición de los campos de rf de PBL y BL, suponiendo que están desfasados un ángulo φ

La modulación resultante de 90Hz y 150Hz vendrá dada respectivamente por:

$$M_{90} = \frac{[(E_{CS})_{90} + (E_{SS})_{90} \cos \varphi]}{E_C} \quad M_{150} = \frac{[(E_{CS})_{150} + (E_{SS})_{150} \cos \varphi]}{E_C} \quad (3.4)$$

en donde φ es la diferencia de fase entre E_{SS} y E_{CS} . La DDM, medida por el receptor, vendrá dada por la diferencia entre (3.4) y (3.5), esto es:

$$DDM = M_{90} - M_{150} = m_{90} - m_{150} + \frac{\cos \varphi [(E_{SS})_{90} + (E_{SS})_{150}]}{E_C} \quad (3.6)$$

siendo m_{90} y m_{150} profundidad de modulación nominal de las señales de navegación sobre la portadora PBL. Como estos índices son nominalmente iguales y $(E_{SS})_{90}=(E_{SS})_{150}$ en amplitud, la (3.6.) se convierte en:

$$DDM = 2 \left(\frac{E_{SS}}{E_C} \right) \cos \varphi = 2m \left(\frac{E_{SS}}{E_{CS}} \right) \cos \varphi \quad (3.7)$$

3.3.- COMPONENTES ELECTRÓNICOS BÁSICOS DEL ILS

La instalación correspondiente a un LZ o a una GP contiene, entre otros componentes, los transmisores que tienen por objeto la generación, en las condiciones apropiadas, de las señales de r.f. moduladas (PBL y BL).

Estos transmisores, en general, alimentan a una red de distribución de antenas, que se encarga de dosificar la intensidad y fase de corriente apropiada para la conformación de unos DDR como los presentados en la figura 3.2.

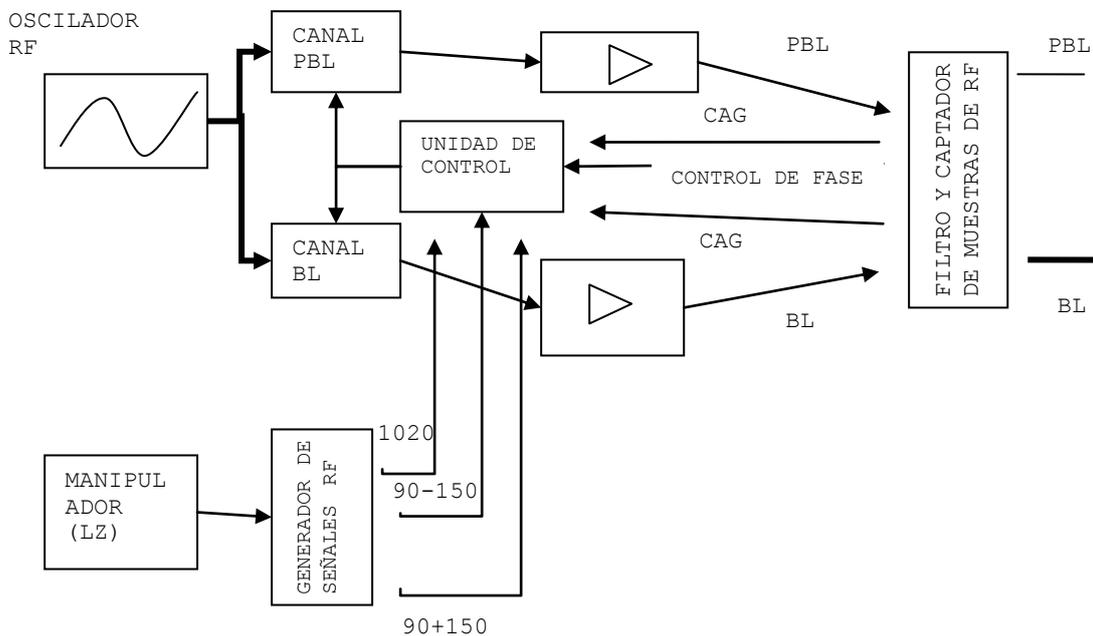


Fig. 3.5.- Diagrama de bloques de un transmisor de LZ o GP

Este diagrama de bloques también es válido para un CVOR si en lugar de un sólo canal de BL existieran dos, uno para BLA y otro para BLB. La diferencia básica consiste en que la separación de la r.f. en los canales PBL y BL en el ILS se hace inmediatamente después de la etapa

osciladora, mientras que en el VOR se tiene un canal de PBL el cual, una vez que ha procesado esta señal y la ha preparado para alimentar la antena, capta una muestra de ésta, que sirve de excitación para los canales BLA y BLB. Con ello se pretende estabilizar la diferencia de fase que pudiera producirse entre los canales de PBL y BL.

En este caso existe un control automático de la fase relativa de r.f. entre PBL y BL. Del mismo modo, para garantizar una relación de potencias entre PBL y BL existe un control automático de nivel para cada canal (CAG)

El circuito de control automático de la fase de r.f. entre PBL y BL, constituye un elemento singular dentro del desarrollo de las ayudas a la navegación que utilizan la técnica de la modulación espacial.

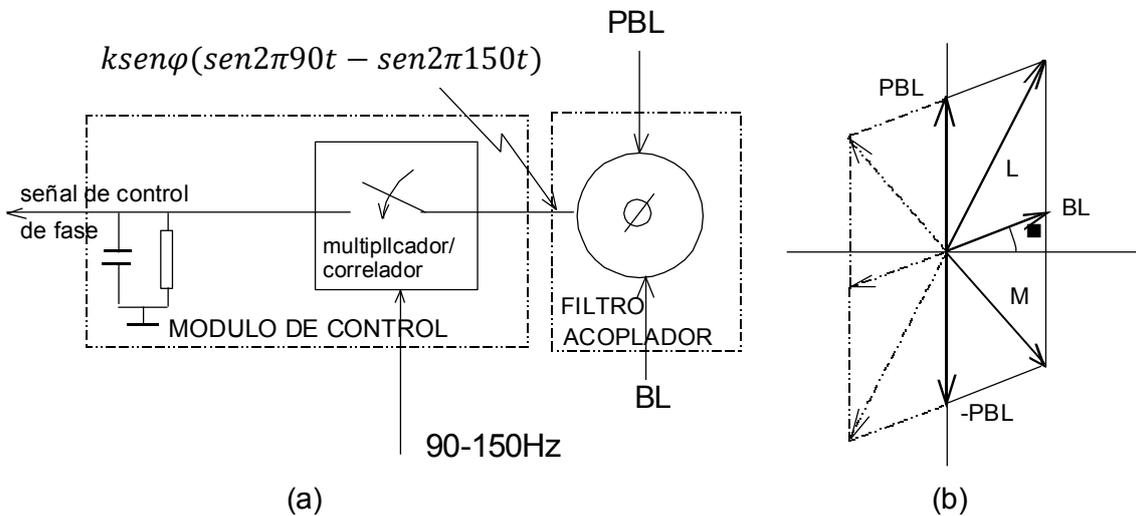


Fig. 3.6.- Principio de funcionamiento del control de fase entre PBL y BL(a) Relación fasorial den el comparador de fase (b)

Supongamos, para hacer más sencillo el desarrollo que $PBL \gg BL$. En estas condiciones podemos poner vista la Fig. 3.6.(b):

$$L^2 = (PBL + BL \text{sen} \varphi)^2 + (BL \text{cos} \varphi)^2$$

$$M^2 = (PBL - BL \text{sen} \varphi)^2 + (BL \text{cos} \varphi)^2$$

que restadas dan:

$$L^2 - M^2 = 4PBL \cdot BL \cdot \text{sen} \varphi$$

de donde, considerando que $L^2 - M^2 = (L + M)(L - M)$ y que $L + M$ es aproximadamente $2PBL$, resulta:

$$L - M \approx 2BL\text{sen}\varphi \quad (3.8)$$

siendo φ (fig. 3.6.(b)) el desfase indeseado entre PBL y BL (el ángulo de referencia entre ambas es $\pi/2$)

Se pone de manifiesto que la salida del discriminador de fase será la envolvente de BL (90-150Hz), con una amplitud directamente proporcional al seno del ángulo de diferencia de fase relativa entre PBL y BL, de forma que si $\varphi < 0$, su fase se diferenciará en 180° del caso en que $\varphi > 0$ siendo ambas señales de fase opuesta

La señal de estas características obtenida a la salida del discriminador de fase, se multiplica por la señal que produce la modulación simétrica de BL (90-150Hz), y que actúa como referencia.

Así, a la salida del circuito correspondiente se tendrá una señal positiva si $\varphi > 0$ y negativa en caso contrario y de amplitud proporcional al $\text{sen}\varphi$ (φ si éste es pequeño)

Esta tensión de control se aplica a un diodo varactor que produce un cambio de fase que tiende a hacer $\varphi = 0$ automáticamente.

3.4.- DIAGRAMAS DE RADIACIÓN DEL LOCALIZADOR

Uno de los problemas más influyentes en la materialización de la superficie de rumbo del LZ, consiste en que cualquier reflexión de la energía de BL sobre una superficie hará que no se cumpla la condición de "nulo" para disponer de una DDM=0 sobre la prolongación del eje de pista. Por otra parte, como el volumen de cobertura exigido para el LZ sobre el plano horizontal requiere que el DDR sea capaz de iluminar con densidad de energía suficiente este volumen (35° E a cada lado de la superficie de rumbo), esto hace que gran cantidad de energía de BL incida sobre las grandes edificaciones de un Aeropuerto (Terminales, Hangares...) y provoque así las reflexiones indeseadas.

Una forma de resolver este problema es utilizando el "efecto captura"(atenuación de la señal más débil cuando entra dentro del ancho de banda del receptor coexistiendo con otra señal cuya intensidad de campo es muy superior)

Este efecto es consecuencia del CAG propio del receptor, que ajusta la ganancia del mismo a la señal con mayor intensidad, disminuyéndola de tal forma que las señales más débiles quedan prácticamente eliminadas.

La aplicación del efecto captura requiere la coexistencia de dos transmisores similares (frecuencias próximas para que ambas entren en el ancho de banda del receptor y, al mismo tiempo, lo suficientemente distantes como para que su batido no interfiera con las señales de navegación o identificación)

La clave de la eficacia del efecto captura, aplicado al LZ, consiste en que los dos DDR de distinta directividad consiguen materializar la función propia del localizador.

El DDR de curso, el más directivo, tiene los lóbulos principales de PBL y BL cubriendo un ángulo horizontal de unos 10°, a cada lado de la superficie de rumbo consiguiendo que la posibilidad de que reflexiones de EEM incidan sobre obstáculos es prácticamente nula, salvo que se trate de aviones evolucionando por las pistas.

El DDR clearance, el menos directivo, radia mucha menos energía que el anterior en las proximidades de la superficie de rumbo pero suministra señal dentro del volumen de cobertura. (más allá del sector de sensibilidad, es de tipo cualitativo y el efecto de las reflexiones será normalmente tolerable)

Para conseguir los DDR par los pares de antenas que radian PBL se alimentan con corrientes en fase(al contrario de los pares de antenas que radian BL).

Las ecuaciones del campo eléctrico, en una dirección cualquiera, aplicando la hipótesis de campo lejano para una red cualquiera, puede expresarse de la siguiente forma:

$$E(\theta, \varphi) = f(\theta, \varphi) \cdot \sum I_i e^{j(x_i \text{sen} \varphi + \alpha_i)}$$

en donde:

- f(θ,φ): es la función asociada a cada antena, DDR elemental.
- I_i, α_i : amplitud y fase relativas de la intensidad de corriente de la antena iésima.
- x_i : es la medida, en ángulo eléctrico, de la distancia entre la antena iésima y el centro de fases del sistema radiante.

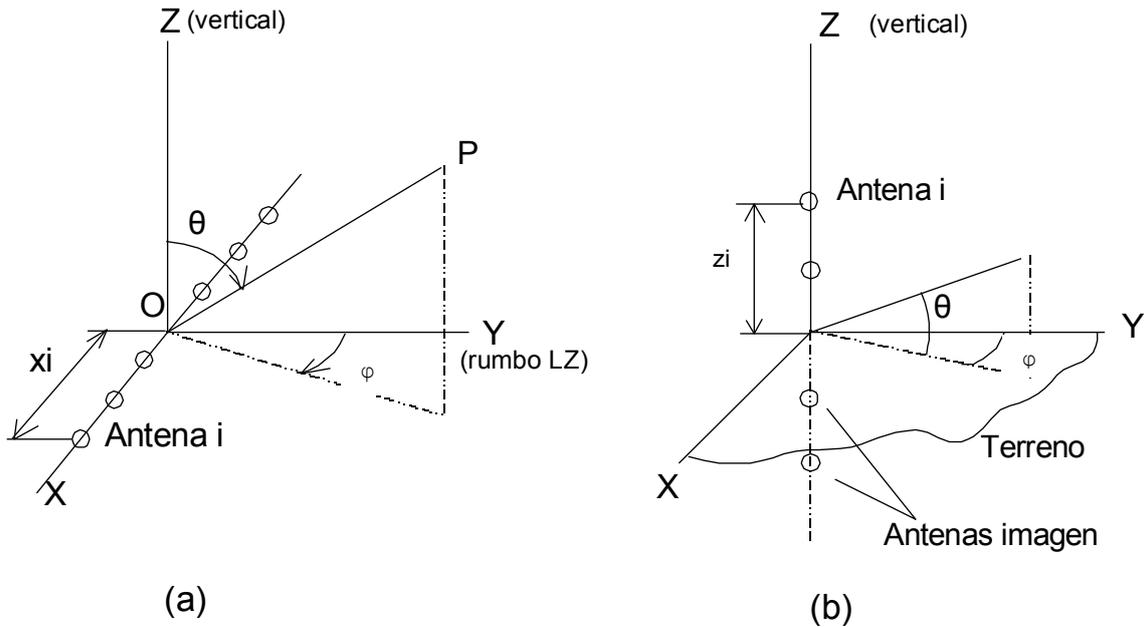


Fig. 3.7.- Sistemas radiantes genéricos para un LZ (a) y GP (b)

Para el caso del LZ, los DDR par e impar se configuran alimentando con las fases siguientes a las intensidades de cada elemento radiante:

$\alpha_i = 0 \quad \forall i$, para el DDR par

$\alpha_i = (-1)^n \cdot \pi/2$, con $n=0$ si $x_i > 0$ y $n=1$ si $x_i < 0$, para el DDR impar

con estos valores de la fase inicial de las intensidades de corriente se obtiene:

$$E_{PBL}(\theta, \varphi) = f(\theta, \varphi) \cdot [I_0 + 2\sum I_i \cos(x_i \text{sen} \varphi)] \tag{3.9}$$

$$E_{BL}(\theta, \varphi) = f(\theta, \varphi) \cdot [2\sum I_i \text{sen}(x_i \text{sen} \varphi)] \tag{3.10}$$

en donde:

I_0 : intensidad de corriente de la antenna sobre el centro de fases de la red, si existe.

Los factores de antenna sobre la superficie ($\theta = \pi/2$) para el DDR par, , pueden desarrollarse en serie de Fourier con los términos en coseno. Tomando como aproximación los seis primeros términos:

$$f\left(\frac{\pi}{2}, \varphi\right) = B_0 + B_1 \cos \varphi + B_2 \cos 2\varphi + B_3 \cos 3\varphi + B_4 \cos 4\varphi + B_5 \cos 5\varphi + B_6 \cos 6\varphi \tag{3.11}$$

ANTENA	B ₀	B ₁	B ₂	B ₃	B ₄	B ₅	B ₆
C. ALFORD	1.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
LPD	0.197	0.372	0.252	0.133	0.067	0.020	0.006
V-ANILLO	0.514	0.366	0.256	-0.05	-0.04	0.051	0.001
RANURAS	0.352	0.500	0.327	0.000	-0.05	0.000	0.021
DIPOLO λ/2 ó CUADRO λ	0.635	0.000	0.422	0.000	-0.09	0.000	0.037

Con estos coeficientes se conoce el factor de antena $f(\theta, \varphi)$ de E_{PBL} y E_{BL} .

Por su parte el factor de red, se establecerá conociendo la distribución de intensidades y fases de las corrientes que alimentan a las antenas y su ubicación geométrica respecto del centro de fases del Sistema radiante.

La distribución de corrientes da lugar a DDRs como los presentados en las figuras 3.8 a 3.11, mostradas a título de ejemplo.

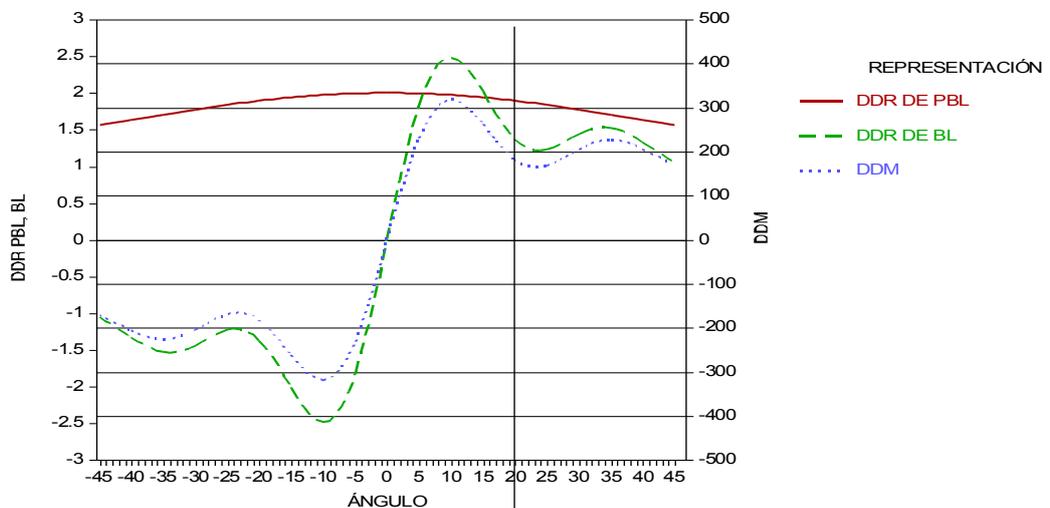


Fig 3.8.- DDR de LZ monofrecuencia de 8 cuadros Alford

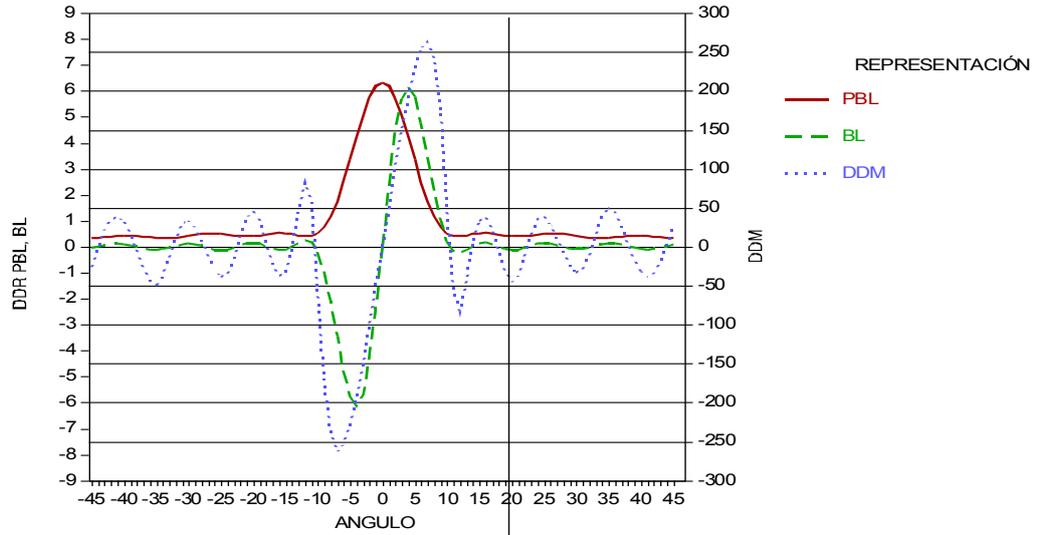


Fig. 3.9 (a).- DDR de CURSO de un LZ Thomson 381 bifrecuencia

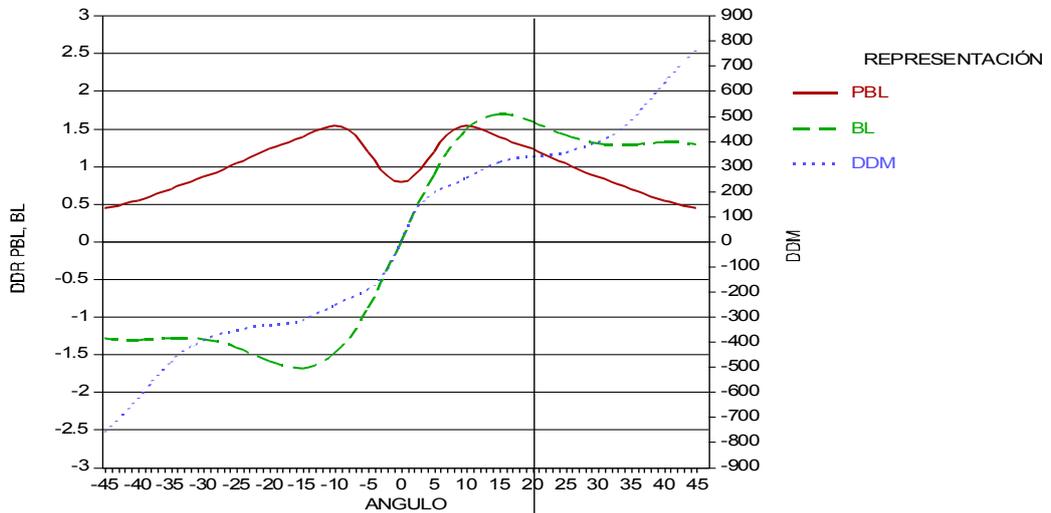


Fig. 3.9 (b).- DDR de CLEARANCE de un LZ Thomson 381 bifrecuencia

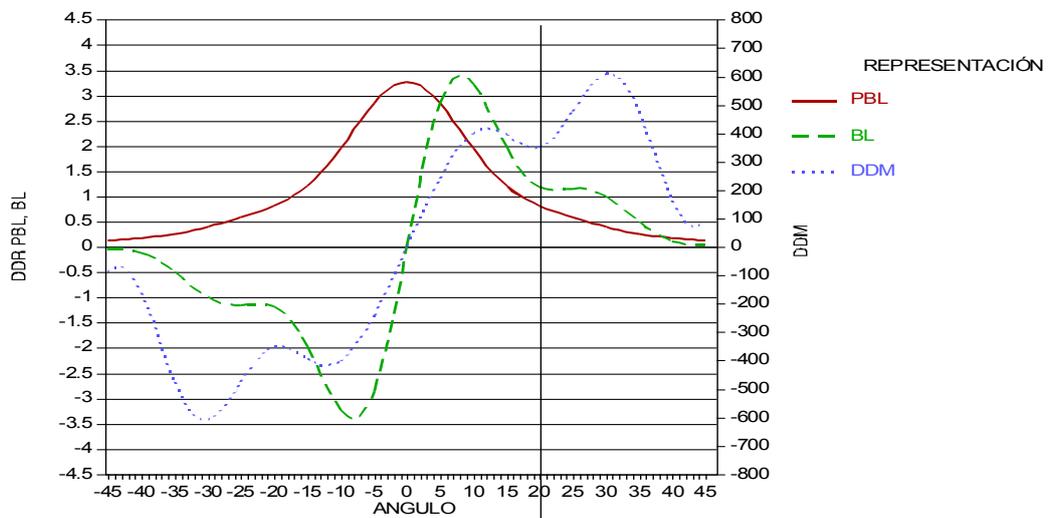


Fig. 3.10.- DDR de LZ Mark-IID de 8 elementos LPD

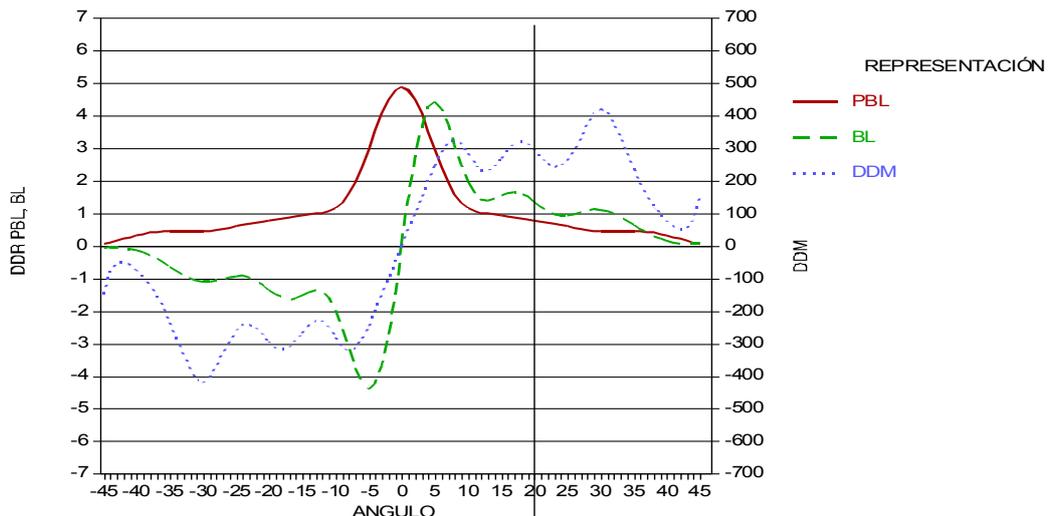


Fig. 3.11.- DDR de LZ Mark-IID con 14 elementos LPD

3.5.- CONFIGURACIONES OPERACIONALES DEL LZ

Las exigencias de integridad de las señales radiadas y de la fiabilidad y la posibilidad de la utilización del efecto captura exige que la configuración de la instalación sea redundante en los transmisores (para producir DDR de curso y clearance) y en la supervisión.

También hay que tener en cuenta los requisitos de la OACI para determinadas condiciones operativas en la configuración de la instalación de un LZ., sobre todo en categoría III.

Todo ello aporta configuraciones operacionales muy diversas. Pueden existir dos conjuntos de transmisores, cada uno con transmisor de curso y de clearance que responden al esquema de una configuración dual (cuatro transmisores básicos)

Existe una unidad de conmutación de antenas que conecta uno u otro conjunto transmisor a la red de distribución de RF a las antenas. Ésta, combina las señales de PBL y BL de curso y PBL y BL de Clearance procedentes del conjunto de transmisores que están operando, y alimentan a cada elemento del sistema radiante con la amplitud y fase apropiadas para configurar el DDR deseado.

Los elementos básicos de esta red son el puente de RF, los repartidores de potencia y cargas resistivas para producir las atenuaciones requeridas. También se pueden emplear acopladores híbridos bidireccionales de 3db.

Cuando se trata de una instalación en Categoría III, el transmisor que no está conectado al Sistema radiante, está también operando, conectado a cargas artificiales ("hot standby")

Tanto las señales emitidas como las que se conectan en las cargas artificiales están siendo supervisadas por una serie de captadores que toman una muestra de la señal radiada por cada antena, en el primer caso, y que se recombinan, para simular la señal recibida en campo lejano, en los circuitos de recombinación de r.f.

Estas señales recibidas en campo lejano, lo son en tres zonas: zona del eje de pista (rumbo del LZ), la zona del extremo del sector de sensibilidad (0,155 DDM) y, sólo para el caso bifrecuencia,

la zona más allá del sector de sensibilidad.

El resultado de esta combinación de señales de PBL y BL origina una orden de degradación de la instalación si se traspasa sus límites de tolerancia.

Para el caso de Categoría III, OACI exige la incorporación de una antena supervisora más allá del umbral opuesto del sistema radiante. Esta antena monitora, FFM (Far Field Monitor), vigila que la degradación de la superficie de rumbo (debido a las aeronaves en el área de maniobras) no sobrepase los límites establecidos.

3.6.- DIAGRAMAS DE RADIACIÓN DE LA GP

Generalmente, la Senda de Descenso utiliza el terreno delante del sistema radiante para determinar los DDRs apropiados que conforman la superficie de descenso. Es necesario tener un terreno plano y horizontal y que se extienda unos 600m por delante del mástil de antenas.

Si no es así, se dispone de diversas opciones para ajustar mejor el sistema radiante a las características del terreno:

- Sistemas que utilizan la reflexión sobre el terreno para conformar los DDR:
 - Referencia de Nulo: Monofrecuencia y Efecto Captura (Bifrecuencia).
 - Referencia Banda Lateral.
- Sistemas que no utilizan la reflexión sobre el terreno:
 - End-fire (no se emplea salvo excepciones)

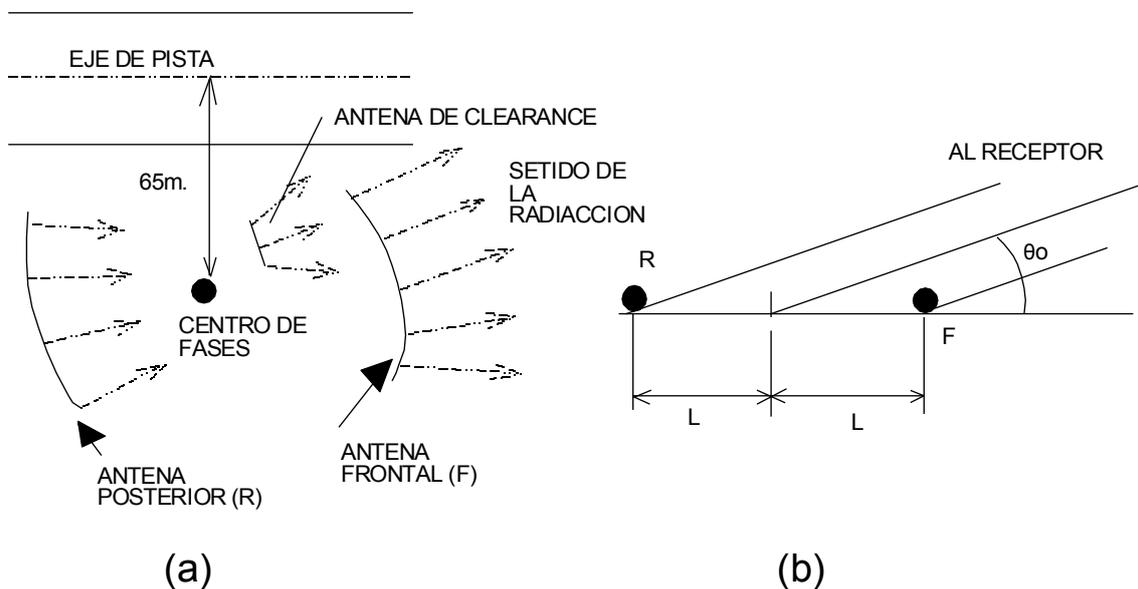


Fig. 3.12.- Esquema del sistema radiante de una GP tipo End-Fire

Cuando las condiciones del terreno no permiten los sistemas que utilizan la reflexión sobre el terreno, puede emplearse el sistema radiante end-fire, ubicado sobre el terreno a un metro aproximadamente.

Los elementos radiantes, guías de ondas ranuradas, que se observan son: una antena frontal (F), una antena posterior (R) y dos antenas de clearance.

Se fundamenta en la radiación de dos antenas F y R. El receptor, situado en el campo lejano sobre la recta que pasa por el centro de fases, forma con la horizontal un ángulo θ_0 .

Se recibirá la señal procedente de la antena F adelantada en fase respecto a la referencia situada en el centro de fases en un ángulo de $(2\pi/\lambda)L/2\cos\theta_0$. De la misma forma la señal procedente de la antena R estará retrasada esa misma cantidad.

Refiriéndonos al grupo más comúnmente empleado de aquellas instalaciones que emplean el terreno como reflector, sus características más importantes se resumen en la tabla siguiente:

TIPO DE GP	CARACTERÍSTICAS	ANTENA INFERIOR	ANTENA MEDIA	ANTENA SUPERIOR
REFERENCIA DE NULO	ALTURA BÁSICA	H ~ 4.5m.	2H	
	INTENSIDAD PBL	I_{PBL}	0.00	
	INTENSIDAD BL	0.00	I_{BL}	----
REFERENCIA BANDA LATERAL	ALTURA BÁSICA	H ~ 2.16m.	3H	
	INTENSIDAD PBL	I_{PBL}	0.00	
	INTENSIDAD BL	I_{BL}	$-I_{BL}$	
REFERENCIA BIFRECUENCIA	ALTURA BÁSICA	H ~ 4.5	2H	3H
	INTENSIDAD PBL	I_{PBL}	$-I_{PBL}/2$	0.00
	INTENSIDAD BL	$-I_{BL}/2$	I_{BL}	$-I_{BL}/2$
	INTENSIDAD CL	I_{CL}	0.00	I_{CL}

Suponiendo la superficie del terreno perfecto conductor y admitiendo la hipótesis de campo lejano, la ecuación general del campo radiado puede obtenerse aplicando el concepto de antena imagen que equivale a una red en oposición de fase dada la polarización del EEM:

$$E(\theta, \varphi) = f(\theta, \varphi) \cdot [2\sum I_i \text{sen}(z_i \text{sen}\theta)] \tag{3.12}$$

Donde:

I_i : amplitud de la intensidad de corriente de la antena i ésima.

z_i : altura en grados eléctricos sobre el terreno de la antena i ésima.

Pueden obtenerse los DDR de PBL y BL de los tres tipos de GP a los que se hace referencia en

las figuras que van de 3.13 a 3.15.

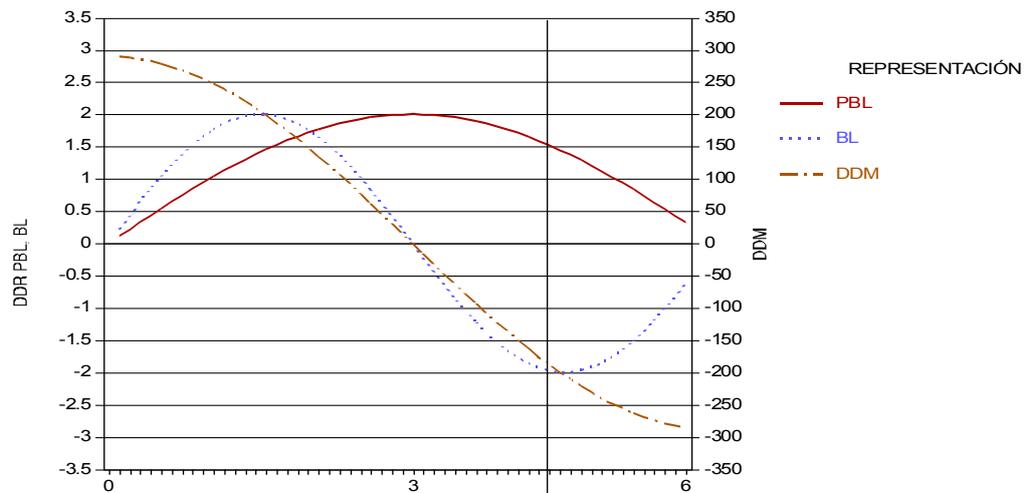


Fig. 3.13.- DDR de GP de referencia nulo

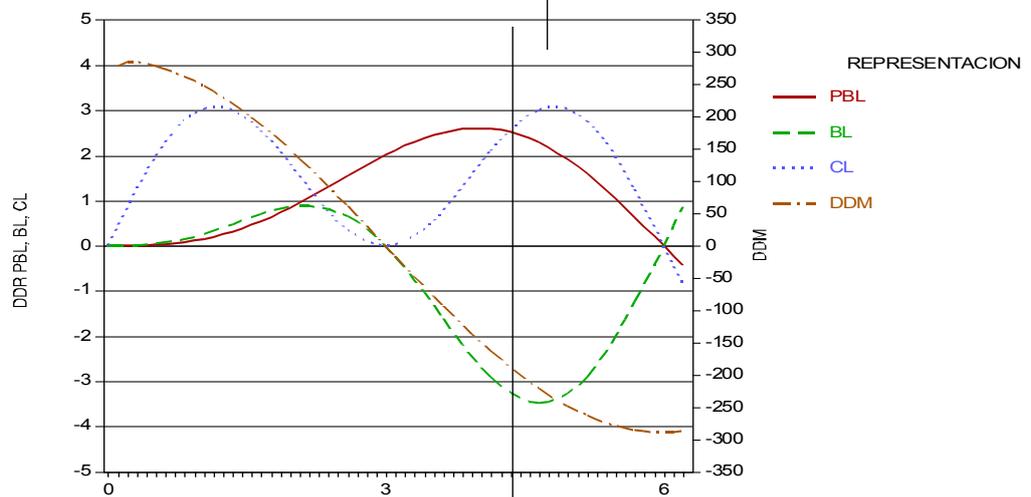


Fig. 3.14.- DDR de una GP de efecto de captura (bifrecuencia)

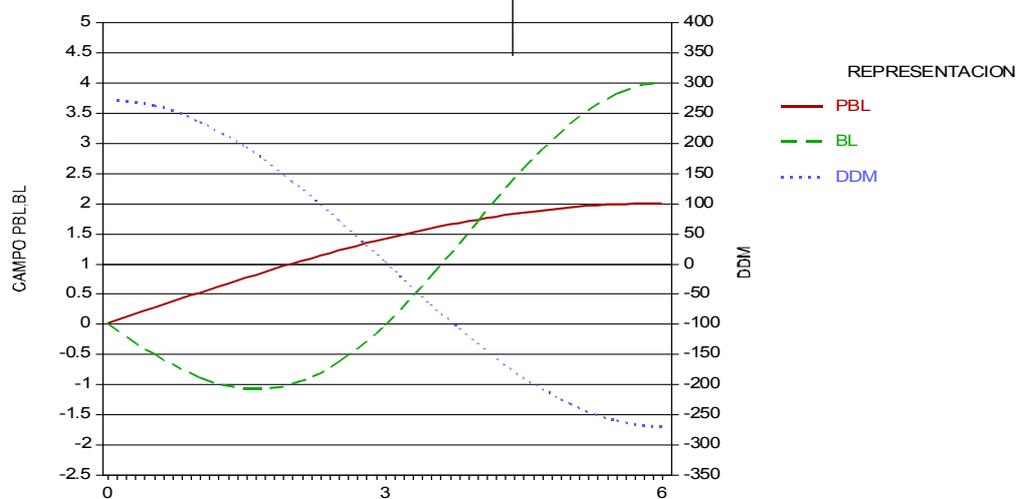


Fig. 3.15.- DDR de una GP de referencia banda lateral

El empleo de una u otra GP depende como se ha dicho de las condiciones del terreno delante

de la antena tomando como referencia los datos que se indican en la tabla siguiente.

TIPO DE GP	TERRENO LLANO DELANTE DE LAS ANTENAS	ÁNGULO MÍNIMO SIN OBSTÁCULOS
REFERENCIA DE NULO MONOFRECUENCIA	MÍNIMO 360m	$\theta_0/5$
	ÓPTIMO 720m	
REFERENCIA BANDA LATERAL	MÍNIMO 240m.	$\theta_0/4$
REFERENCIA DE NULO EFECTO CAPTURA	MÍNIMO 360m.	$\theta_0/3$

En general, la GP de referencia de nulo monofrecuencia, requiere escenarios "casi ideales", es la más exigente; la referencia "banda lateral", es la mejor solución cuando el terreno "casi ideal" se reduce a un par de centenares de metros por delante del mástil de antenas, pero no tolera bien obstáculos lejanos; la solución "efecto captura", es la que mejor se adapta a escenarios "rebeldes" pero es la más costosa.

El ángulo mínimo sin obstáculos indica la pendiente del semiplano inclinado que se extiende en sentido contrario al de la aproximación y que corta al plano de superficie según una recta perpendicular al eje de pista que pasa por la base del mástil de las antenas de la GP (véase Fig. 3.12.)

La GP de referencia banda lateral requiere una zona plana más reducida en el terreno próximo a la antena, por ello, las antenas se ubican a una altura menor de forma que las reflexiones que incidirán sobre el receptor del avión se producen en puntos mucho más próximos al mástil de antenas.

Por el contrario, la GP de "efecto captura" se emplea cuando los obstáculos lejanos, que producen segundas reflexiones indeseadas, son importantes. Se caracteriza porque las radiaciones en ángulos próximos al horizontal son muy pequeñas y, en consecuencia, muy poca energía puede incidir sobre obstáculos lejanos.

Volviendo al sistema end-fire, si se procede a retrasar y adelantar las fases de las señales de las antenas F y R justamente el valor $(2\pi/\lambda)L/2\cos\theta_0$ se conseguirá que, para el ángulo θ_0 ambas señales estén en fase, mientras que para ángulos θ distintos a θ_0 las fases de ambas señales estarán adelantadas y atrasadas en un valor dado por:

$$\alpha = \frac{2\pi L}{\lambda} \frac{1}{2} (\cos \theta_0 - \cos \theta) \tag{3.13}$$

Tanto la antena frontal como la posterior radian a través de las ranuras señales PBL y BL:

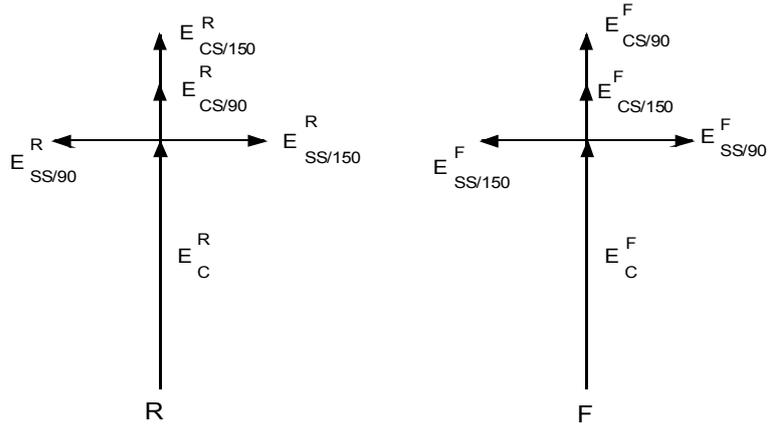


Fig. 3.16.- Campos de portadora y banda lateral en un GP End-Fire

Las señales que llegan al receptor situado en un ángulo genérico (θ) estarán adelantadas y retrasadas un valor (α) y su combinación resulta:

$$\begin{aligned} (E_c)_T &= 2E_c \cos \alpha \\ (E_{150})_T &= 2E_{CS150} \cos \alpha + 2E_{SS150} \sin \alpha \\ (E_{90})_T &= 2E_{CS90} \cos \alpha - 2E_{SS90} \sin \alpha \end{aligned}$$

Luego las modulaciones de 90 y 150 Hz serán:

$$\begin{aligned} M_{150} &= \frac{(E_{150})_T}{(E_c)_T} = \frac{E_{CS}}{E_c} + \frac{E_{SS}}{E_c} \tan \alpha \\ M_{90} &= \frac{(E_{90})_T}{(E_c)_T} = \frac{E_{CS}}{E_c} - \frac{E_{SS}}{E_c} \tan \alpha \end{aligned}$$

Como se sabe que la DDM= M_{150} - M_{90} se tendrá:

$$DDM = 2 \frac{E_{SS}}{E_c} \tan \alpha$$

Si se introduce el índice de modulación en el transmisor ($m = E_{CS}/E_c$) resulta:

$$DDM = 2m \frac{E_{SS}}{E_{CS}} \tan \alpha$$

Aplicando la condición establecida en (3.13) y asumiendo que θ_0 es el ángulo de descenso nominal se obtiene:

$$DDM = 2m \frac{E_{SS}}{E_{CS}} \tan \left[\frac{2\pi L}{\lambda} \frac{1}{2} (\cos \theta_0 - \cos \theta) \right] \quad (3.14)$$

Que nos indica que la DDM es una función de ángulo, dependiendo de los DDR de PBL y BL y que para $\theta = \theta_0$ el valor de la DDM es cero.

3.7. CONFIGURACIONES OPERACIONALES DE LA GP

El diagrama de bloques de un conjunto transmisor de GP es análogo al de un LZ con la diferencia de que no transmite código de identificación y que en el caso del efecto captura, la información de "clearance" sólo es "útil" por debajo de la senda de descenso-Transmite PBL con diferente porcentaje de modulación en 150 y 90 HZ, siendo mayor el primer caso..

La supervisión en la GP, en general, se procede de igual forma que en un LZ, excepto en la vigilancia de la señal en el "curso" o ángulo de descenso. Esta se sitúa una antena detectora en el campo próximo al mástil de antenas para asegurar que las variaciones en las características eléctricas del terreno no produzcan unas señales reflejadas cuya combinación con las directas sitúen al curso fuera de los límites de tolerancia.

Por razones obvias, la distancia a la que puede ser situada esta antena monitora no puede ser tal que permita asumir la hipótesis de campo lejano, por lo que para este caso habrá que considerar el efecto de proximidad.

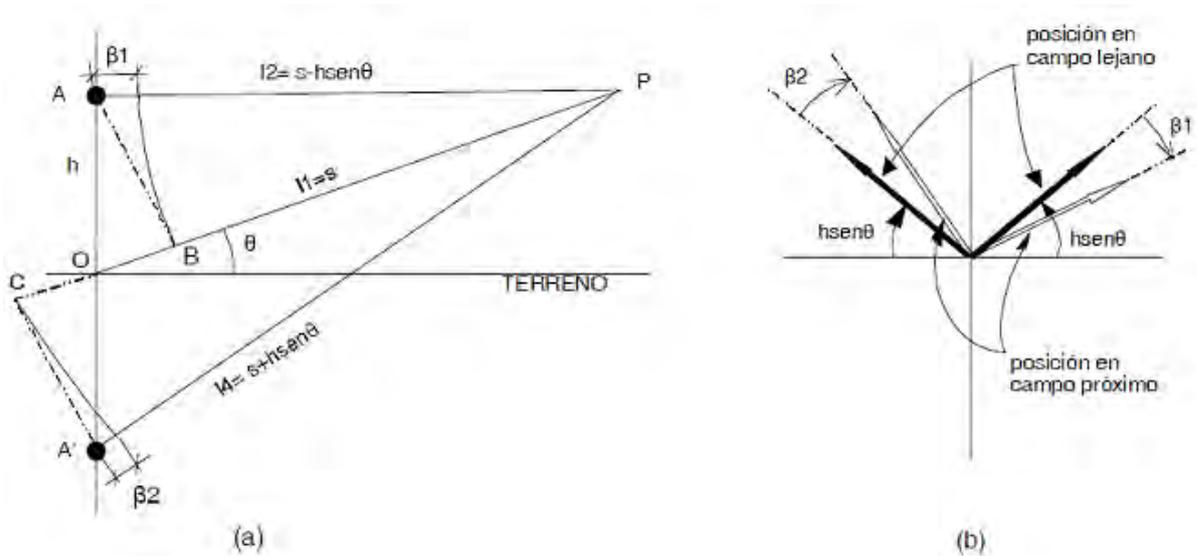


Fig. 3.17.- Presentación del efecto de proximidad del punto P respecto de la antena A y su imagen A' (a) Diagrama fasorial (b) Diagrama de campo.

El valor del ángulo β_1 se puede calcular teniendo en cuenta que para el triángulo ABP se cumple:

$$l_2^2 - l_1^2 = h^2 \cos^2 \theta \tag{3.15}$$

siendo:

$$\begin{aligned} l_2 &= AP \\ l_1 &= BP \end{aligned}$$

$$\beta_1 = l_2 - l_1 \approx \frac{h^2 \cos^2 \theta}{l_1 + l_2} \quad (3.16)$$

de la misma forma para el triángulo A'CP se obtiene con $l_3 = CP$ y $l_4 = A'P$:

$$\beta_2 \approx \frac{h^2 \cos^2 \theta}{l_3 + l_4}$$

Suponiendo que $h \ll OP$ podemos hacer $l_1 \sim l = OP$ por lo que $\beta_2 \sim \beta_1 = \beta$

$$(3.17)$$

resultando:

$$\beta = - \frac{h^2 \cos^2 \theta}{2l} \quad (3.18)$$

El signo (-) indica que el efecto de proximidad supone un retraso de fase respecto del campo que resulta en el campo lejano.

Según la expresión (3.18) en un punto situado sobre la superficie teórica de descenso existirá, en una GP de referencia de nulo, los campos de PBL (antena inferior) y de BL (antena superior) cuya diferencia de fase por efecto de proximidad será:

$$\varphi = \beta_{2H} - \beta_H$$

Siendo H la altura en grados eléctricos de la antena inferior sobre el terreno y 2H la altura, sobre la misma referencia, de la antena superior, resultando:

$$\varphi = \frac{3H^2 \cos^2 \theta}{2l} \quad (3.19)$$

La ecuación (3.19) indica que φ evoluciona en función de la distancia (l) a la que se sitúa el punto de recepción (P), tendiendo lógicamente a cero cuando l aumenta.

Si se introduce (3.19) en la (3.7) resulta:

$$DDM = 2m \frac{E_{SS}}{E_{CS}} \cos \left[\frac{3H^2 \cos^2 \theta}{2l} \right] \quad (3.20)$$

recuérdese que idealmente $\cos \varphi = 1$, para una eficiencia correcta de la modulación espacial, mientras que si $\cos \varphi = 0$ no habría modulación espacial efectiva resultando que la $DDM = 0$ en cualquier caso.

Según lo anterior, el detector de campo o antena monitora de curso debe ubicarse en algún

punto en el que $\cos\phi = \pm 1$, es decir, $\phi = n\pi$.

(si n es impar dará lugar a un $\cos\phi < 0$, a una información de DDM invertida respecto de la que se registraría en campo lejano)

. Normalmente se elige $\phi = \pi$

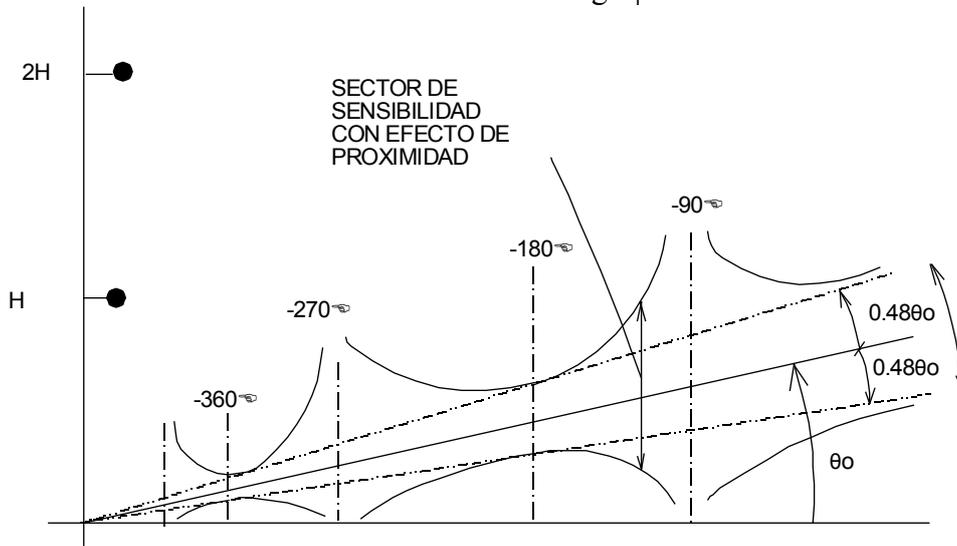
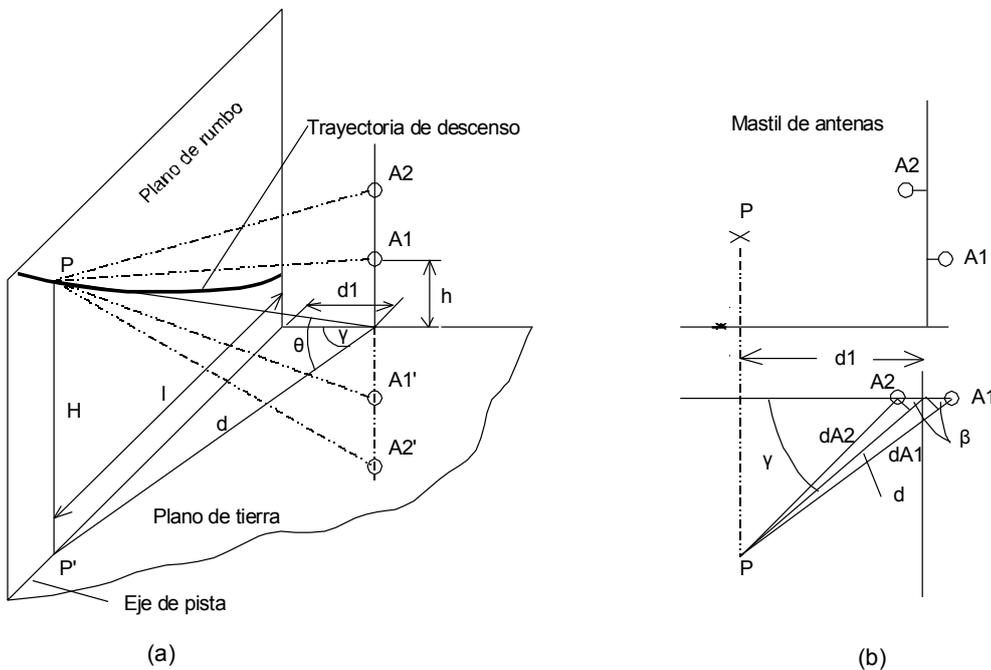


Fig. 3.18.- Variación de la anchura del sector de sensibilidad por efecto de proximidad

Otra situación en la que hay que tener en cuenta el efecto de proximidad es aquella que resulta cuando el avión sigue la trayectoria de descenso y está próximo al mástil de la GP. Si las antenas están situadas una sobre la vertical de la otra, en la trayectoria de descenso se tendría una desalineación de fase).



**Fig. 3.19.- Efecto de proximidad en la trayectoria de descenso (a)
OFFSET de antenas para su corrección (b)**

El efecto de proximidad para las antenas A1 y A2 vendrá dado, según la (3.18) por:

$$\beta_1 = -\frac{h^2 \cos^2 \theta}{2d} \qquad \beta_2 = -\frac{(2h)^2 \cos^2 \theta}{2d}$$

resultando una diferencia de fases por proximidad de:

$$\varphi = \beta_2 - \beta_1 = -\frac{3h^2 \cos^2 \theta}{2l}$$

Pero como se muestra en la fig 3.19.(b) si se desplazan las antenas A1 y A2 hacia derecha e izquierda de la vertical una distancia

$$\beta = \frac{3h^2 \cos^2 \theta}{4d_1} \qquad (3.21)$$

siendo d_1 la distancia entre el mástil de antenas y el eje de pista, se tendrá en P unas fases de los campos de A1 y A2 de:

$$\varphi_{A1} \approx \beta_1 - \beta \cos \gamma = \beta_1 - \beta \frac{d_1}{d}$$

$$\varphi_{A2} \approx \beta_2 + \beta \cos \gamma = \beta_1 + \beta \frac{d_1}{d}$$

que sustituyendo los valores de β_1, β_2 y β anteriores da:

$$\varphi = \varphi_{A2} - \varphi_{A1} = 0$$

es decir, que poniendo en "OFFSET" las antenas, como indica la fig. 3.20.(b), la distancia especificada en (3.21), en cualquier punto de la trayectoria de descenso queda corregido el efecto de proximidad.

3.8.- SUPERVISIÓN.

Esta unidad tiene como misión el vigilar que los principales parámetros de la señal radiada estén dentro de los límites de tolerancia exigidos para garantizar la calidad de la señal en el espacio.

En general los requisitos que deben de satisfacer son:

- generar señales de prueba de integridad, para prevenir las posibles insensibilidades al fallo de esta unidad.
- vigilar en tres puntos (superficie de rumbo, límite del sector de sensibilidad y punto de menor DDM) los valores de DDM, DDM y nivel de potencia radiada.

- activar la lógica de control (alarma de integridad) cuando se exceden los límites de tolerancia.

5.9.- RADIOBALIZAS.

La información de distancia del ILS la proporcionan, usualmente, tres radiobalizas denominadas:

RADIOBALIZA	MISIÓN
OM	Marcar el comienzo del segmento de aproximación de precisión
MM	Indicar el punto de decisión más bajo en operaciones de CAT I
IM	Indicar el punto de decisión más bajo en operaciones de CAT II

OACI deja libertad a los estados para la instalación de la radiobaliza IM, ya que la información que proporciona podrá obtenerse mediante el uso del radio altímetro.

Las radiobalizas estarán situados sobre la prolongación del eje de pista y a unas distancias nominales del umbral, medidas en sentido contrario a la aproximación: de 450m, la IM; 1050m, la MM; 3.9 NM, la OM.

Cuando no sea posible la instalación de una o más radiobalizas, se podrán sustituir todas por un DME que deberá cumplir que:

- La antena del DME se situará entre las antenas superior e inferior o intermedia de la GP, para cumplir la condición de marcación cero cerca de la pista.
- El ángulo que forma la marcación DME con la trayectoria de descenso nominal sea menor o igual a 20°.
- La precisión de la marcación deberá ser menor o igual a 0.1NM.
- El canal asignado al DME estará definido por la frecuencia del subsistema LZ.
- La identificación del DME será igual a la que corresponde al LZ.

Las radiobalizas emitirán una señal de RF, polarizada horizontalmente, que irá modulada en AM (m=0,95) por un tono manipulado específico para cada tipo de radiobaliza.

RADIO BALIZA	FRECUENCIA DE PORTADORA (MHZ)	TONO (HZ)		
OM	75	400		
MM	75	1300		

IM	75	3000		
----	----	------	--	--

NOTA: una raya equivale a tres puntos.

El equipo electrónico de la radiobaliza tiene como objetivo el radiar una señal en el espacio que cumpla con las condiciones establecidas anteriormente.

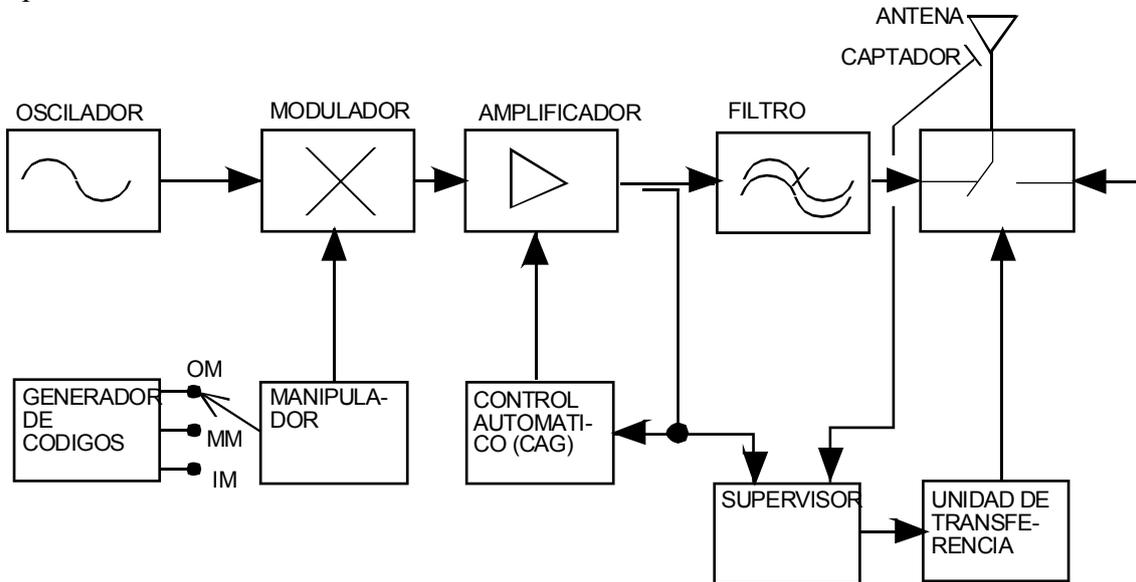


Fig. 3.20.- Diagrama de Bloques de la Radiobalizas

Las radiobalizas son, desde el punto de vista electrónico, iguales, convirtiéndose en OM, MM e IM mediante un conmutador de tres posiciones incluido en el manipulador.

La unidad monitorea o supervisora recibe muestras de señales obtenidas a la salida del amplificador y mediante un captador situado junto a la antena emisora.

Tomadas estas muestras, la unidad supervisora las procesa para determinar la potencia radiada, el porcentaje de modulación y la manipulación del tono de identificación.

Las antenas empleadas normalmente en las radiobalizas son del tipo LPD: con alta directividad y facilidad de montaje y situadas verticalmente radiando la máxima energía hacia el cenit. Debe abarcar su diagrama de radiación en el plano vertical perpendicular al eje de pista todo el sector de sensibilidad y, en el plano que contiene al eje de pista, las distancias de 150m para cada 50m, en IM; 300m para cada 100m, en MM; 600m para cada 200m, en OM.

3.10.- CRITERIOS DE EMPLAZAMIENTO DEL ILS.

3.10.1.- Criterios de Emplazamiento para el LZ.

La metodología a seguir para instalar el sistema radiante, así como la caseta que alberga a los equipos electrónicos son:

- a) La

CATEGORÍA	DISTANCIA AL EXTREMO DE PARADA DE PISTA		
	NOMINAL	MÍNIMA	MÁXIMA
I	300	90	600
II/III	300	180	600

b) La distancia seleccionada deberá satisfacer la condición de ancho del sector de sensibilidad (105m) sobre el umbral de pista:

$$\theta \text{ es el menor entre } \left(\tan^{-1} \frac{105}{L + D} \text{ y } 3^\circ \right)$$

en donde:

L es la longitud de la pista

D la distancia entre el centro de fases del sistema radiante y el extremo de parada de pista.

c) El centro de fases del sistema radiante del LZ deberá tener en la línea de vista al punto de referencia del ILS (punto de intersección entre la trayectoria nominal de descenso y el plano perpendicular al eje de pista que pasa por el umbral) La altura de este punto está comprendida entre 15m y 18m.

d) Si fuese necesario elevar el sistema radiante sobre el terreno, atendiendo al criterio anterior, se podrá realizar mediante movimiento de tierras o montando el sistema radiante sobre una plataforma.

Si se adopta como solución, por mínimo costo, la instalación sobre la plataforma, la altura máxima del centro de fases del sistema radiante al suelo será de 10m. Este criterio se requiere para disponer de la cobertura vertical exigida al subsistema LZ.

e) El punto más elevado del sistema radiante no franqueará en ningún caso la superficie de ascenso al despegue.

f) Si existiese un sistema de luces de aproximación, en donde se tiene intención de instalar el sistema radiante, se debe poner especial cuidado para no producir apantallamiento a alguna de las balizas que componen el mencionado sistema de luces.

g) El sistema radiante debe estar situado a una distancia $\geq 90\text{m}$ de los puntos de espera o aparcamiento de las aeronaves, para evitar la acción de los gases de expulsión de los motores sobre las antenas o evitar que los técnicos inhalen gases de expulsión de los motores.

En lo que se refiere a la caseta que alberga a los equipos se situará preferiblemente en una de las zonas indicadas en la figura 3.22.

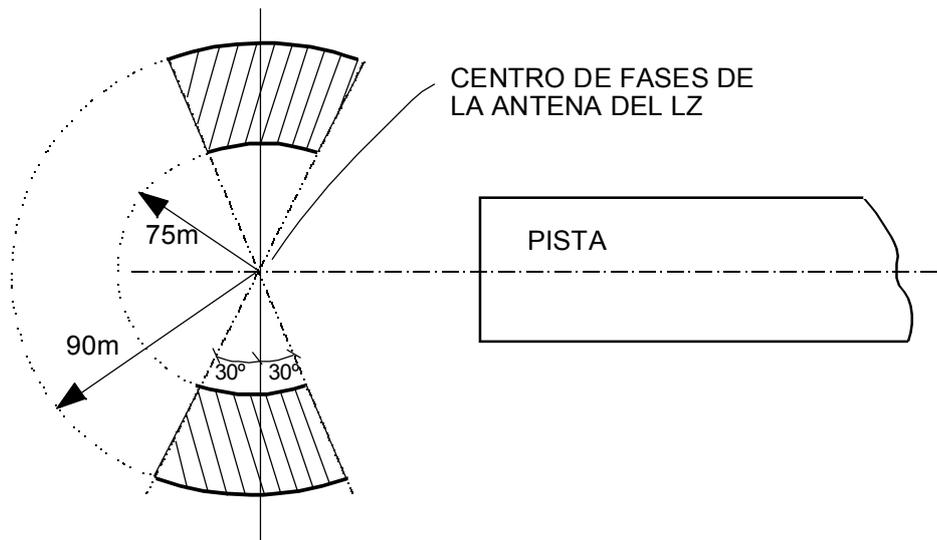


Fig. 3.21.- Situación requerida para la caseta del subsistema LZ

La ubicación definitiva se realizará teniendo en cuenta los factores siguientes:

- Plan director del Aeropuerto.
- Área crítica.
- Costes mínimos.
- Criterio g

3.10.2.- Criterios de Emplazamiento de la GP.

La metodología empleada para instalar el mástil soporte de las antenas de la GP así como la caseta que alberga a los equipos electrónicos:

a) La distancia longitudinal (D_L) se obtiene al aplicar la fórmula siguiente:

$$D_L = \frac{TCH + Y}{\tan(\theta_0 \pm \theta_r)}$$

en donde:

- TCH: Altura del punto de referencia sobre el umbral de pista.
- Y: Diferencia de cotas en el umbral entre la traza de la pista y la traza del plano de tierra.
- θ_0 : Ángulo nominal de descenso.
- θ_r : Pendiente longitudinal de la pista

b) La distancia transversal en función de la categoría de actuación del ILS se indica en la tabla siguiente:

CATEGORÍA	DISTANCIA TRANSVERSAL AL EJE DE PISTA		
	NOMINAL	MÍNIMA	MÁXIMA
I	120	75	200
II/III	120	120	200

c) El mástil soporte para operaciones en CAT II/III no debe franquear la superficie de transición interna.

d) La decisión sobre el lado de la pista en el que situar el mástil se fundamenta en atención a:

- Reducir al mínimo las posibles reflexiones de las señales radiadas.
- Plan director del Aeropuerto.
- Área crítica.
- Mínimo costo.

La situación de la caseta será aproximadamente unos 2m por detrás del mástil soporte de las antenas. Además se tendrá en cuenta el criterio g) relativo al LZ.

3.10.3.- Criterios de Emplazamiento de las Radiobalizas.

Las radiobalizas se situarán preferiblemente en la prolongación del eje de pista, a las distancias especificadas del umbral de pista:

RADIOBALIZA	POSICIÓN LONGITUDINAL		POSICIÓN TRANSVERSAL	
	NOMINAL	TOLERANCIA	NOMINAL	TOLERANCIA
OM	3.9 NM	cada 0.4 NM	EJE	cada 75m
MM	1050 m	cada 150 m	EJE	cada 75m
IM	-	-	EJE	cada 30m

3.11.- EQUIPO DE A BORDO ILS.

Las señales de guiado acimutal, cenital y de distancia emitidas por cada uno de los subsistemas LZ, GP y Radiobalizas son captadas, procesadas y presentadas por el equipo de a bordo ILS. Las partes fundamentales que constituyen el mencionado equipo se presentan en la figura 3.23.

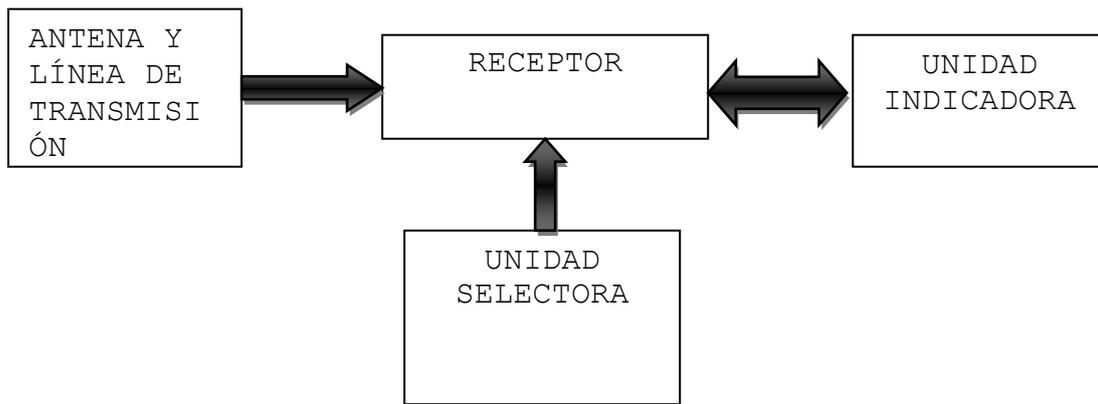


Fig. 3.22.- Componentes fundamentales del equipo de a bordo ILS

Los componentes del equipo de a bordo son:

- Tres antenas, como mínimo, con sus correspondientes líneas de transmisión, para la captura de cada una de las señales procedentes de cada subsistema.
- Una unidad selectora.
- Dos unidades indicadoras, una para las señales procedentes de las radiobalizas y otra para las señales procedentes de los subsistemas LZ y GP.

En la figura 3.24 se representa el esquema simplificado de un receptor de LZ. Las antenas van situadas, normalmente, en el morro de la aeronave y/o en el empenaje vertical, de esta forma el DDR puede ser directivo "hacia delante".

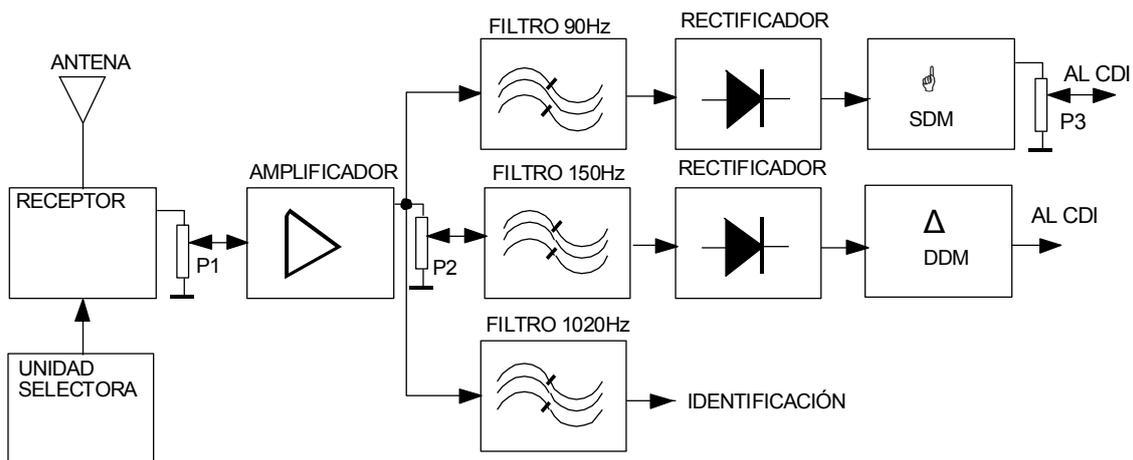


Fig. 3.23.- Diagrama de bloques del equipo de a bordo del subsistema LZ.

El receptor es de tipo superheterodino, sintonizable a los 40 canales posibles del LZ, según especificación OACI, comprendidos entre los 108 y los 112Mhz y con la salida del receptor es ajustable (potenciómetro P1)

La salida de audio se separa, a través de los correspondientes filtros en sus componentes de 90Hz, 150Hz y 1020Hz. El potenciómetro P2 (mando de balance), sirve para compensar los desequilibrios de las vías de 90 y 150Hz originados por las características eléctricas de los dispositivos empleados.

Las señales obtenidas a la salida de los filtros son convertidas en niveles de tensión continua, cuyas salidas son restadas y sumadas para tener la DDM y SDM (Sum of Depth Modulation), que actuarán respectivamente sobre la aguja indicadora y el indicador de bandera.

El indicador de bandera o de SDM solo será visible cuando el valor de la suma de modulación baje 240 μ A del nivel de tolerancia. Se ajustará esta señal con el potenciómetro P3.

La aguja indicadora se denomina normalmente CDI (Course Deviation Indicator) y, en lo que refiere al LZ, consistirá en una aguja vertical que se desplazará horizontalmente, estando en la posición central para una DDM=0.

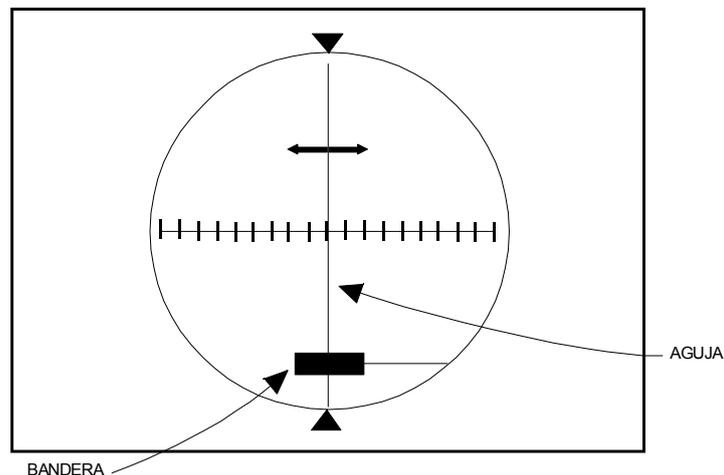


Fig. 3.24.- Indicador de las señales de guiado acimutal procedentes del LZ.

La posición de la aguja siempre indica "mando" y nunca "desviación".

El equipo de a bordo para la recepción de la señal procedente de la GP es análogo al correspondiente al LZ, con la diferencia de que, ahora la DDM de para cada 0.175 producirá una desviación a fondo de escala de la aguja horizontal de 150 μ A.

Las frecuencias de trabajo, en el caso de la GP están comprendidas entre 328.6Mhz y 335.4Mhz.

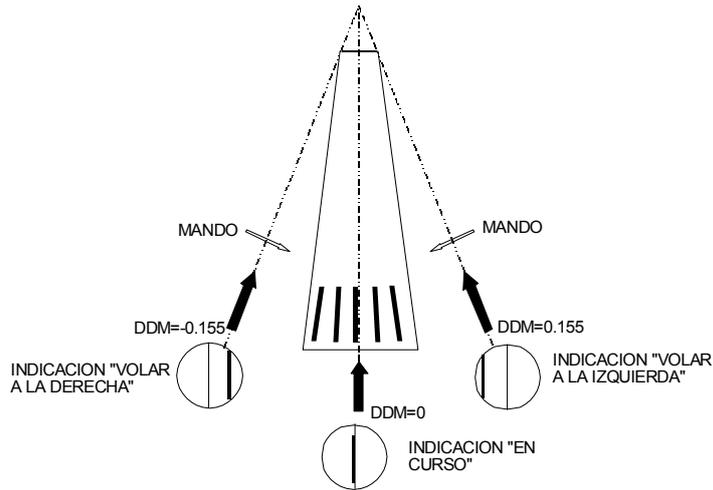


Fig. 3.25.- Significado de las desviaciones de aguja en el indicador de guiado acimutal

La unidad indicadora de la GP es la misma que la del LZ (CDI), pero las señales de guiado producen la deflexión horizontal de la aguja.

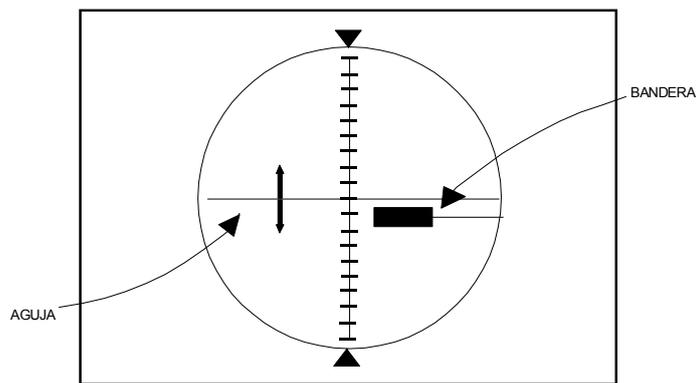


Fig. 3.26. Indicador de las señales de guiado cenital procedentes del GP

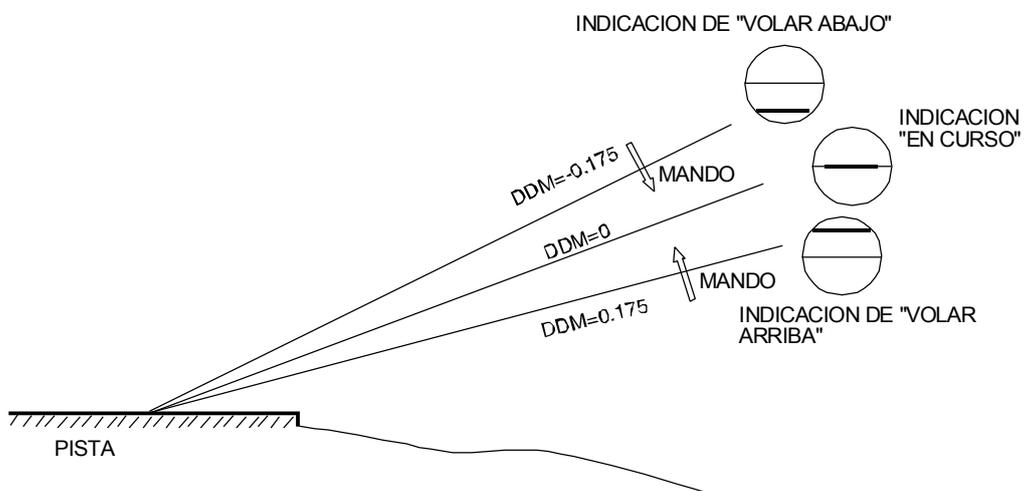


Fig. 3.27.- Significado de las desviaciones de aguja en el indicador de las señales de guiado

cenital

El receptor de la señal procedente de las radiobalizas toma la señal de la antena, ubicada normalmente en la parte inferior del fuselaje. Esta señal es recibida por un receptor superheterodino, que en su salida tiene tres filtros (de 400Hz, 1300Hz y 3000Hz), cuyas salidas excitan un indicador luminoso azul, ámbar y blanco, respectivamente.

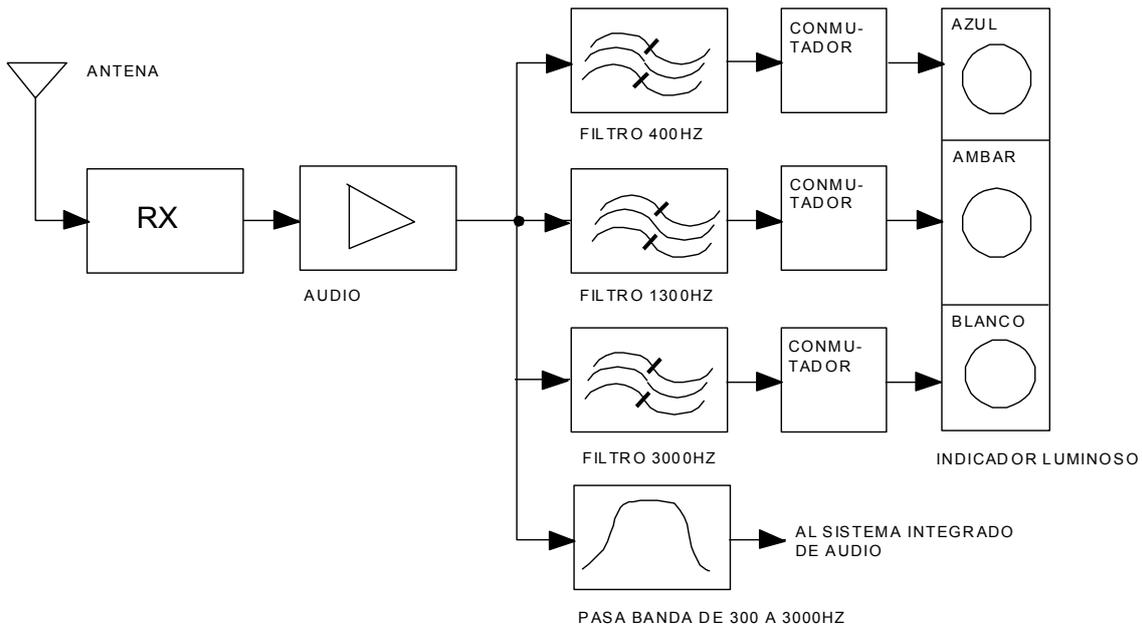


Fig.3.28.- Diagrama de bloques del equipo de a bordo del subsistema de radiobalizas

3.12.- ERRORES DEL ILS.

Los errores del ILS son aquellos que pueden ser imputados al sistema: instrumentales (equipos de tierra y a bordo) y de propagación.

Estos errores se traducen en unas desviaciones entre las superficies teóricas (lugar geométrico especificado de DDM=0) e indicadas (lugar geométrico real en el que la DDM=0). Estas discrepancias están especificadas en el anexo 10 de la OACI.

En la tabla siguiente se resumen las posibles fuentes de error, indicándose los correspondientes efectos:

ERRORES IMPUTABLES A:	CAUSAS	EFFECTOS
EQUIPO DE TIERRA	FASADO INCORRECTO DE LAS SEÑALES DE RF DOSIFICACIÓN INCORRECTA DE CORRIENTES A LAS ANTENAS DESEQUILIBRIO ENTRE LAS SEÑALES DE NAVEGACIÓN	MAYOR ANCHURA DEL SECTOR DE SENSIBILIDAD DEFORMACIÓN DE LOS DDR CON POSIBILIDAD DE FALSOS CURSOS DESVIACIÓN DE LA SUPERFICIE DE DDM=0 Y POSIBLES CURSOS FALSOS
EQUIPO DE A BORDO	RUIDO DEL RECEPTOR ERROR DE CENTRADO DE AGUJAS PÉRDIDA DE POLARIZACIÓN SEÑALES INTERFERENTES, PRINCIPALMENTE FM COMERCIALES	PÉRDIDA DE SEÑAL Y MARCACIONES ERRÓNEAS DESVIACIÓN DE LA SUPERFICIE DE REFERENCIA ERROR EN LA MARCACIÓN ERRORES DE MARCACIÓN
PROPAGACIÓN	REFLEXIÓN DIFRACCIÓN REFRACCIÓN	APARICIÓN DE CODOS Ó SCALLOPING CUYO "PERIODO" SE ACORTA AL APROXIMARSE A LA PISTA.

3.13.- ASPECTOS RELATIVOS A LA PRECISIÓN DEL ILS.

Cuando se instala un ILS en un aeropuerto, además de los criterios de franqueamiento de obstáculos se requiere tener en cuenta las características del terreno, especialmente en la GP, para poder predecir las condiciones de operación resultantes.

Además, para prevenir reflexiones de objetos móviles próximos al sistema radiante se definen "áreas críticas" en las que no se permite la entrada y circulación de vehículos durante las operaciones ILS y "áreas sensibles" en las cuales se controla el movimiento y/o estacionamiento de vehículos por el centro de operaciones del Aeropuerto.

Existen modelos matemáticos para la determinación de las prestaciones del ILS (LZ y GP) que utilizan para el cálculo las características topográficas del terreno.

Las reflexiones no deseadas en el ILS se manifiestan : produciendo "rugosidad" o "scalloping" en la superficie de referencia (de rumbo ó descenso) y produciendo "patas de curso" o zonas, fuera del sector de sensibilidad, en donde la DDM cae por debajo de lo que corresponde a una deflexión de 150µA requeridos para el mantenimiento a fondo de escala del indicador de desviación.

PROBLEMAS:

3.1.- Probar que dos señales de frecuencias $f_1=90\text{Hz}$ y $f_2=150\text{ Hz}$ y de igual amplitud, cuando cada una de ellas modula a una portadora al 20% la modulación resultante es del 28% cuando las expresiones trigonométricas de estas señales moduladoras son:

$$e_{90}=E\text{sen}2\pi f_1 t$$

$$e_{150}=E\text{sen}\pi f_2 t$$

3.2.- Con una relación de potencias adecuada en un LZ se mide un "ancho del sector de sensibilidad" de 130m. Determinése el desfase entre las rf de portadora y bandas laterales.

3.3.- Determinar en función de la distancia (l) la variación de la sensibilidad al desplazamiento angular medida por un detector de campo próximo en una senda de descenso bifrecuencia.

3.4.- Establecer la expresión general que determina la relación de potencias de PBL y BL (o de amplitudes de corriente) que deben alimentar a un sistema radiante de LZ ó GP para que satisfaga el requisito de "ancho" del sector de sensibilidad.

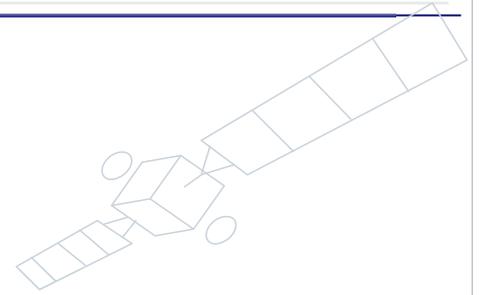
3.5.- Determinar la señal de salida de un detector de fase alimentado por tensiones senoidales cuyas frecuencias difieren en ω_d y cuya relación de amplitudes es de 10 a 1.

3.6.- Un obstáculo en un aeropuerto está situado a 201 metros desde el eje de pista del LZ y a una distancia de 500m. Determinar las ondulaciones que produce dicho obstáculo sobre la superficie de rumbo.

3.7.- Determinar el OFFSET de antenas que se requiere en una GP situada a 70m del eje de pista. El ángulo nominal de descenso es de 31 y la frecuencia de portadora de 330Mhz.



Sistemas para la Navegación Aérea



Tema 4: Modulación Espacial, el ILS Ref: Capítulo 3, Navegación Aérea, posicionamiento Guiado y Gestión del Tráfico Aéreo *Francisco Javier Sáez Nieto.* *Apuntes de Moodle*



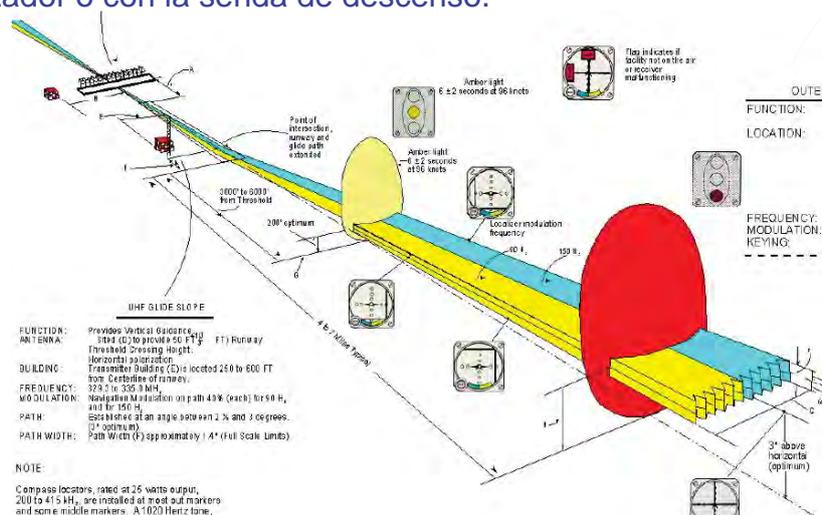
POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

• Utilización del ILS:

La figura presenta la ubicación típica de los subsistemas que componen el ILS, el tipo de información que suministran en el entorno de la trayectoria de descenso, así como de las indicaciones que dan en el indicador de agujas cruzadas o CDI. Se incluyen las radiobalizas exterior (óvalo rojo) e intermedia (óvalo amarillo), sin embargo, la mayor parte de los sistemas ILS actuales sustituyen estas por un equipo DME co-emplazado con el localizador o con la senda de descenso.

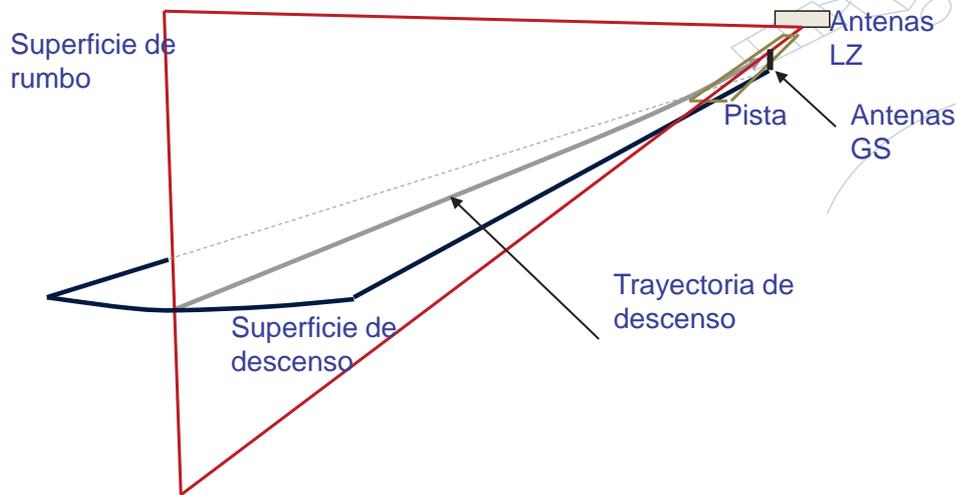


POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

- Modulación Espacial. *ILS*:



La **superficie de rumbo** la materializa el Localizador (LZ), mientras que la superficie de descenso lo hace la Senda de descenso (GS). La información de distancia se obtiene a través de radiobalizas, o bien, utilizando un DME.

El localizador utiliza una frecuencia de portadora de VHF, comprendida entre los 108 y 112MHz.

La senda de descenso utiliza una frecuencia de portadora de UHF, comprendida entre 329 y 335MHz.



POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

- Modulación Espacial. *ILS*:

El LZ y la GS emiten dos señales, denominadas, de portadora (C o PBL) y de banda lateral (SB o BL). Ambas contienen las señales de navegación de frecuencias 90 y 150Hz . C o PBL tiene la forma:

$$\vec{E}_C = \frac{\vec{E}_{C0}(\theta, \varphi) \cdot [1 + m_{90} \cos(w_{90}\tau) + m_{150} \cos(w_{150}\tau) + I]}{4\pi \cdot r} \cdot e^{j(wt - kr)}$$

En donde;

- m_{90}/m_{150} es el índice de modulación de la señal de navegación de $w_{90}/w_{150} = 90\text{Hz}/150\text{Hz}$ (índice de modulación 0.2 en el LZ y 0.4 en la GS),

- $\tau = t - r/c$, tiempo en el receptor, igual al del transmisor menos el tiempo de viaje de la señal entre transmisor y receptor,

- I representa la señal de identificación, pulsante y de 1020Hz (solo se transmite en el localizador).



POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

• Modulación Espacial. ILS (2):

$E_{C0}(\theta, \varphi)$ es la amplitud del campo generado por una red de antenas situada, en el **caso del LZ**, perpendicular y simétrica con relación al eje de pista ($\varphi=0$), por lo que puede expresarse por:

$$\vec{E}_{C0}(\theta, \varphi) = \vec{E}_{C0}(\theta) \cdot \left[1 + 2 \cdot \sum_1^N a_{Ci} \cdot \cos(kd_i \cdot \text{sen}(\varphi)) \right]$$

En donde:

- E_{C0} representa el valor relativo del campo producido por la antena central, si existe, o en caso contrario, el campo producido por cualquiera de las antenas del primer par.
- N es el número de pares de antenas (número de antenas $2N+1$, o $2N$ si no hay antena central).
- a_i/d_i es la amplitud, relativa (a $|E_{C0}|$), de campo eléctrico/ distancia del par i -ésimo al centro de fases de la red.
- k , constante de fase de la portadora.

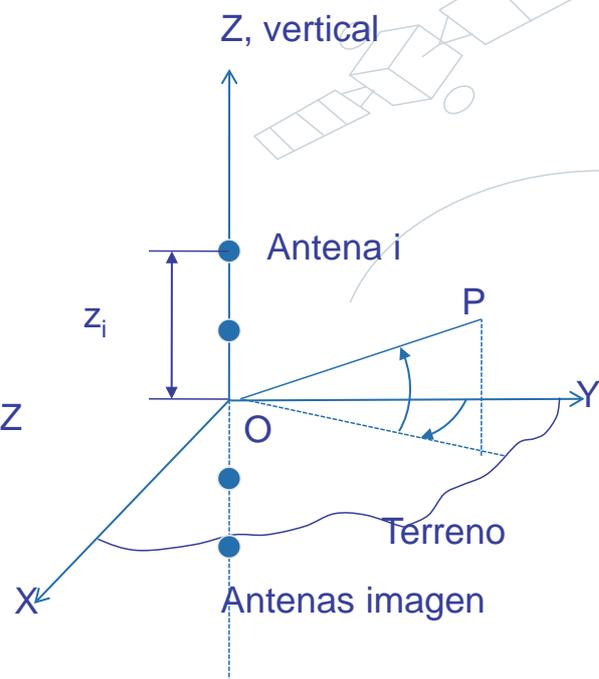
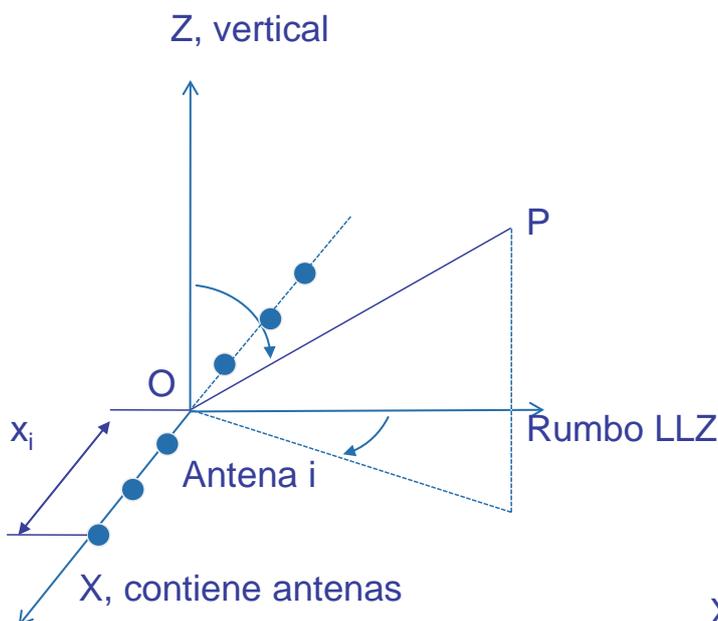


POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

• Disposición de los elementos radiantes.



POLITÉCNICA



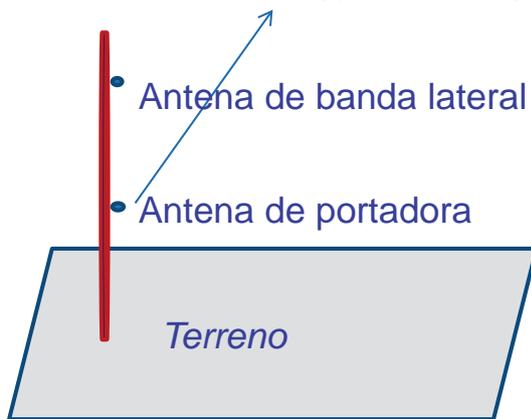
Sistemas para la Navegación Aérea

- Modulación Espacial. *ILS* (3):

La **GS** tiene una expresión análoga, aunque la red básica la constituyen dos antenas situadas en un mástil vertical (eje Oz) sobre el terreno, a alturas h y $2h$, la antena de portadora (C) es la ubicada a altura h .

Suponiendo terreno plano y perfecto conductor, teniendo en cuenta que la polarización de la onda es horizontal, se obtiene:

$$\vec{E}_{C0}(\theta, \varphi) = \vec{E}_{C0}(\varphi) \cdot 2 \cdot e^{j\frac{\pi}{2}} \cdot \text{sen}(kh \cos(\theta))$$



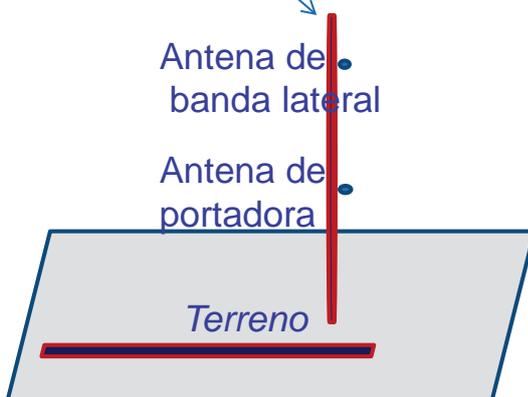
Sistemas para la Navegación Aérea

- Modulación Espacial. *ILS* (4):

Señales de SB en el LZ y GP:

$$\vec{E}_{SB0}(\theta, \varphi) = \vec{E}_{SB0}(\theta) \cdot (\cos(w_{90}\tau) - \cos \cos(w_{150}\tau)) \cdot 2 \cdot e^{j\frac{\pi}{2}} \sum_1^N a_{SBI} \text{sen}(kd_{SBI} \text{sen}(\varphi))$$

$$\vec{E}_{SB0}(\theta, \varphi) = \vec{E}_{SB0}(\varphi) \cdot (\cos(w_{90}\tau) - \cos \cos(w_{150}\tau)) \cdot 2 \cdot e^{j\frac{\pi}{2}} \cdot \text{sen}(k2h \cos(\theta))$$





Sistemas para la Navegación Aérea

• Modulación Espacial. ILS (5):

Señales totales en el LZ y GP:

$$\vec{E}_{C+SB} = \vec{E}_{C0} \cdot \left[1 + \left(m_{90} + \frac{E_{SB0}}{|\vec{E}_{C0}|} \frac{A_{LZSB}(\varphi)}{A_{LZCB}(\varphi)} \right) \cos(w_{90}\tau) + \left(m_{150} - \frac{E_{SB0}}{|\vec{E}_{C0}|} \frac{A_{LZSB}(\varphi)}{A_{LZCB}(\varphi)} \right) \cos(w_{150}\tau) \right]$$

$$\vec{E}_{C+SB} = \vec{E}_{C0} \cdot \left[1 + \left(m_{90} + \frac{E_{SB0}}{|\vec{E}_{C0}|} \frac{A_{GSSB}(\theta)}{A_{GSC}(\theta)} \right) \cos(w_{90}\tau) + \left(m_{150} - \frac{E_{SB0}}{|\vec{E}_{C0}|} \frac{A_{GSSB}(\theta)}{A_{GSC}(\theta)} \right) \cos(w_{150}\tau) \right]$$

Con:

$$A_{LZC}(\varphi) = 2 \cdot \sum_1^N a_{Ci} \cos(kd_{Ci} \text{sen}(\varphi)) \text{ y } A_{LZSB}(\varphi) = 2 \cdot \sum_1^N a_{Sbi} \text{sen}(kd_{Sbi} \text{sen}(\varphi))$$

$$A_{GSC}(\theta) = 2 \cdot \text{sen}(kh \cos(\theta)) \text{ y } A_{GSSB} = 2 \cdot \text{sen}(k2h \cos(\theta))$$

Por lo que el observable DDM queda;

$$DDM = \begin{cases} \left(m_{90} + \frac{E_{SB0}}{|\vec{E}_{C0}|} \frac{A_{LZSB}(\varphi)}{A_{LZC}(\varphi)} \right) - \left(m_{150} - \frac{E_{SB0}}{|\vec{E}_{C0}|} \frac{A_{LZSB}(\varphi)}{A_{LZC}(\varphi)} \right) & \text{para el LZ} \\ \left(m_{90} + \frac{E_{SB0}}{|\vec{E}_{C0}|} \frac{A_{GSSB}(\theta)}{A_{GSC}(\theta)} \right) - \left(m_{150} - \frac{E_{SB0}}{|\vec{E}_{C0}|} \frac{A_{GSSB}(\theta)}{A_{GSC}(\theta)} \right) & \text{para la GS} \end{cases}$$



POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

• Modulación Espacial. ILS (6):

Suponiendo índices de modulación en C de ambas señales de navegación iguales ($m_{150}=m_{90}=0.2$ (en el LZ) ó 0.4 (en la GS)), las expresiones anteriores se convierten, respectivamente, en:

$$DDM = \begin{cases} 2 \frac{E_{SB0}}{|\vec{E}_{C0}|} A_{LZSB}(\varphi) = 4 \frac{E_{SB0}}{|\vec{E}_{C0}|} \left[1 + 2 \cdot \sum_1^N a_{Ci} \cdot \cos(kd_{Ci} \text{sen}(\varphi)) \right] \cdot \sum_1^N a_{Sbi} \text{sen}(kd_{Sbi} \text{sen}(\varphi)) \\ 2 \frac{E_{SB0}}{|\vec{E}_{C0}|} A_{GSSB}(\theta) = 2 \frac{E_{SB0}}{|\vec{E}_{C0}|} \text{sen}(k2h \cos(\theta)) \end{cases}$$

En el entorno de la superficie de rumbo, coincidente con $\varphi=0$, materializada por el LZ, la primera de las expresiones anteriores se puede aproximar por:

$$DDM = 4 \frac{E_{SB0}}{E_{C0}} \cdot \frac{k \sum_1^N a_{Sbi} \cdot d_{Sbi}}{\left[1 + 2 \cdot \sum_1^N a_{Ci} \right]} \cdot \varphi$$

Para el entorno de la superficie de descenso de la GS, que se corresponde con $\theta_0=(\pi/2-\text{ángulo de descenso})$, para el que se cumple: $kh \cos(\theta_0) = \frac{\pi}{2}$ la 2ª expresión se puede aproximar por:

$$DDM = -4 \frac{E_{SB0}}{E_{C0}} \cdot kh \cdot (\theta - \theta_0)$$

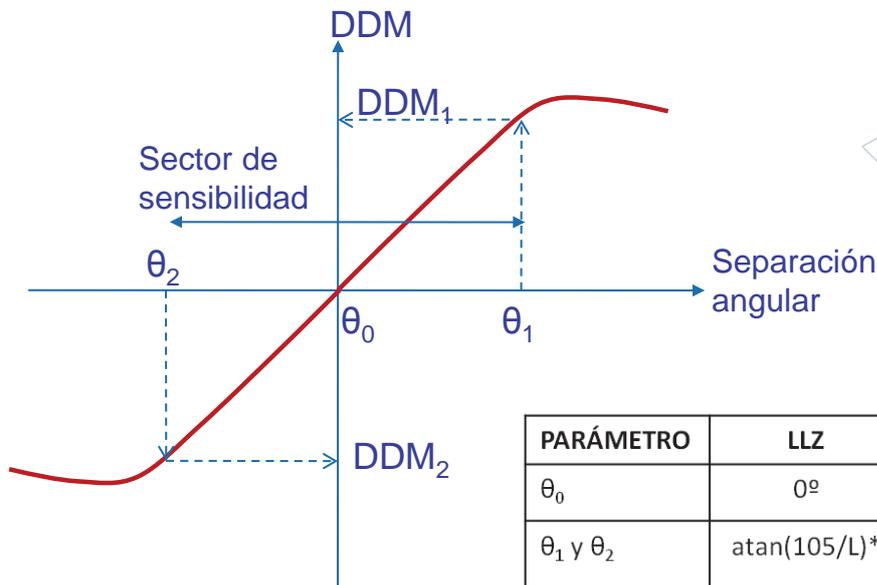


POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

- Modulación Espacial. ILS (7):



PARÁMETRO	LLZ	GS
θ_0	0°	3°
θ_1 y θ_2	$\text{atan}(105/L)^*$	$0.48\theta_0$
DDM ₁ y DDM ₂	0.155	0.175

*L=distancia del centro de fases de las antenas LLZ al umbral de pista



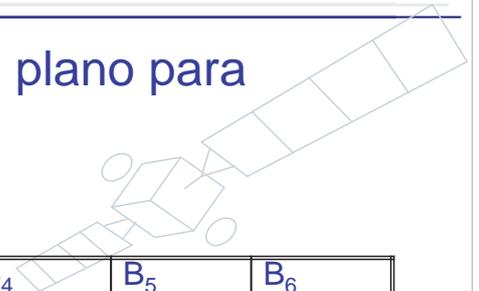
POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

- Coeficientes de Fourier del DDR sobre el plano para antenas típicas de Localizador ILS:

ANTENA	B ₀	B ₁	B ₂	B ₃	B ₄	B ₅	B ₆
C. ALFORD	1.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
LPD	0.197	0.372	0.252	0.133	0.067	0.020	0.006
V-ANILLO	0.514	0.366	0.256	-0.05	-0.04	0.051	0.001
RANURAS	0.352	0.500	0.327	0.000	-0.05	0.000	0.021
DIPOLO $\lambda/2$ ó CUADRO λ	0.635	0.000	0.422	0.000	-0.09	0.000	0.037



POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

- Distribución física e intensidades relativas de los diferentes sistemas radiantes del Localizador ILS:

SISTEMA RADIANTE	TIPO DE DDR	A ₀ / I ₀	A ₁ / I ₁	A ₂ / I ₂	A ₃ / I ₃	A ₄ / I ₄	A ₅ / I ₅	A ₆ / I ₆	A ₇ / I ₇
C. Alford	Xi	---	55°	190°	500°	800°			
	PBL		1	0	0	0			
	BL		0	1	0.5	0.30			
Thomson 381 bifrecuencia. Curso	Xi	0°	180°	540°	900°	1260°	1620°	1980°	
	PBL	0.48	1.00	0.84	0.60	0.33	0.14	0.00	
	BL	0.00	0.30	0.78	1.00	0.90	0.60	0.28	
Thomson 381 bifrecuencia. Clearance	Xi	0°	180°	540°	900°	1260°	1620°	1980°	
	PBL	1.00	0.18	-0.13	-0.09	-0.05	-0.02	0.00	
	BL	.00	1.00	0.24	0.00	0.00	0.00	0.00	
Wilcox Mark II D 8 elementos (LPD).	Xi	----	108.0	378.0	647.6	917.4			
	PBL		1.000	0.363	0.143	0.055			
	BL		1.000	0.890	0.394	0.415			
Wilcox Mark II D 14 elementos (LPD)	4Xi	----	108.0	378.0	647.6	917.4	1187.2	1457.0	1726.8
	PBL		1.000	0.394	0.394	0.212	0.212	0.060	0.060
	BL		1.000	0.759	0.414	0.586	0.276	0.379	0.138



POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

- Distribución física e intensidades relativas de los diferentes sistemas radiantes de la Senda ILS:

TIPO DE GP	CARACTERÍSTICAS	ANTENA INFERIOR	ANTENA MEDIA	ANTENA SUPERIOR
REFERENCIA DE NULO	ALTURA BÁSICA INTENSIDAD PBL INTENSIDAD BL	H~ 4.5m. I _{PBL} 0.00	2H 0.00 I _{BL}	---- ---- ----
REFERENCIA DE NULO BIFRECUENCIA	ALTURA BÁSICA INTENSIDAD PBL INTENSIDAD BL	H~ 2.16m. I _{PBL} I _{BL}	3H 0.00 -I _{BL}	---- ---- ----
REFERENCIA BIFRECUENCIA	ALTURA BÁSICA INTENSIDAD PBL INTENSIDAD BL INTENSIDAD CL	H~ 4.5 I _{PBL} -I _{BL} /2 I _{CL}	2H -I _{PBL} /2 I _{BL} 0.00	3H 0.00 -I _{BL} /2 I _{CL}



POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea

- Criterios de emplazamiento de los sistemas radiantes de la Senda ILS:



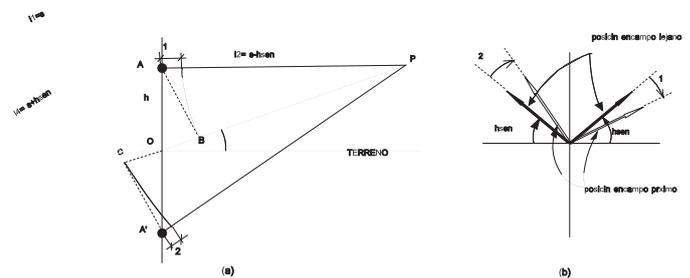
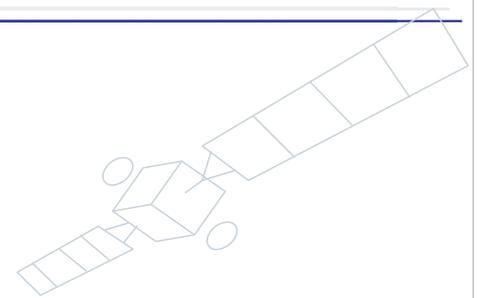
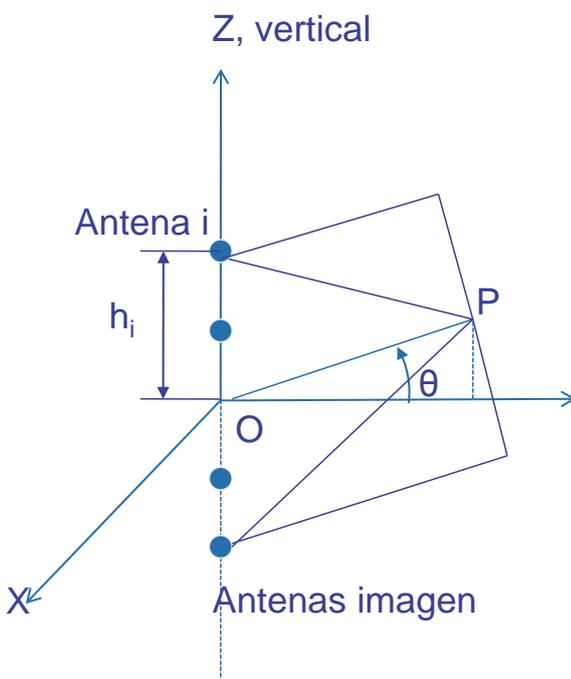
TIPO DE GP	TERRENO LLANO DELANTE DE LAS ANTENAS	ÁNGULO MÍNIMO SIN OBSTÁCULOS
REFERENCIA DE NULO	MÍNIMO 360m ÓPTIMO 720m	$\theta_0/5$
REFERENCIA BANDA LATERAL	MÍNIMO 240m.	$\theta_0/4$
REFERENCIA DE NULO EFECTO CAPTURA	MÍNIMO 360m.	$\theta_0/3$



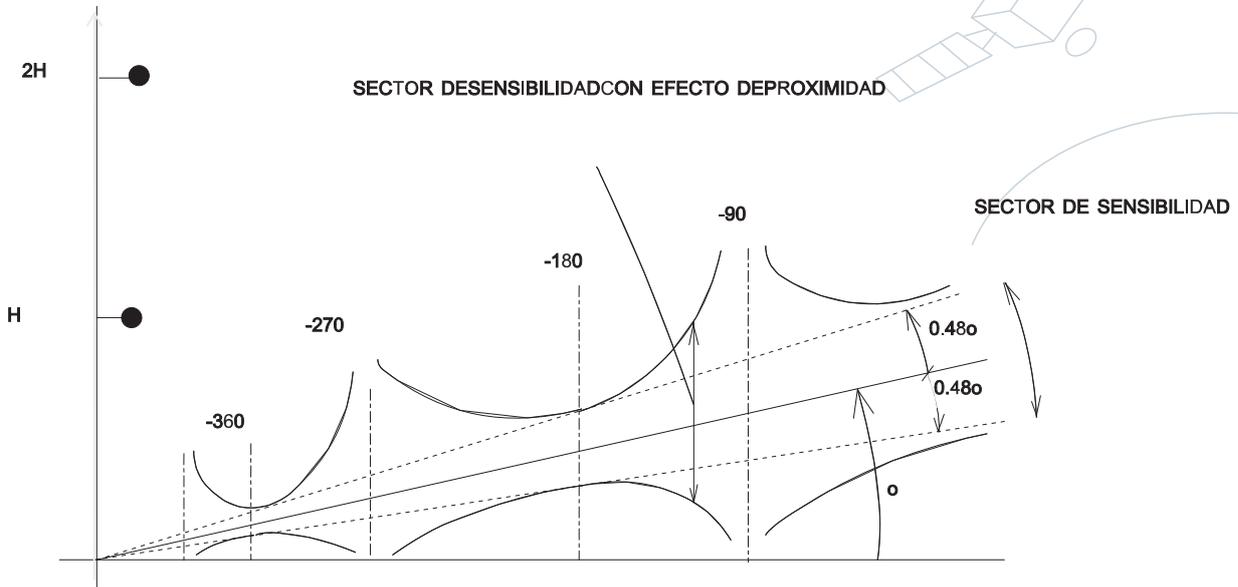
POLITÉCNICA



Sistemas para la Navegación Aérea



POLITÉCNICA

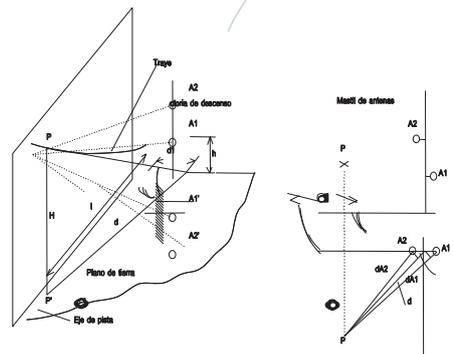


POLITÉCNICA



Eje de pista

Plano de vuelo



POLITÉCNICA

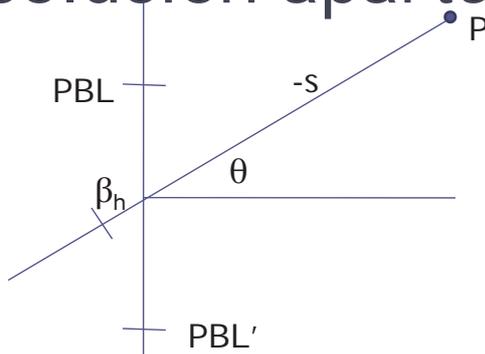
Problema Tema 3: ILS

Javier García-Heras Carretero
Curso 2012-2013
Sistemas de Navegación y Aviónica

Problema ILS

- Si se dispone de una senda de descenso referencia nula con una frecuencia asignada de 320MHz y una senda nominal de descenso de 3° . Se pide:
 1. De cuantos grados es el retraso que se produce entre la antena inferior (la de PBL) y la antena superior (la de BL) a causa del campo próximo a una distancia de 304,63m.
 2. Determine cuanto se amplía el sector de sensibilidad para el caso del apartado 1.

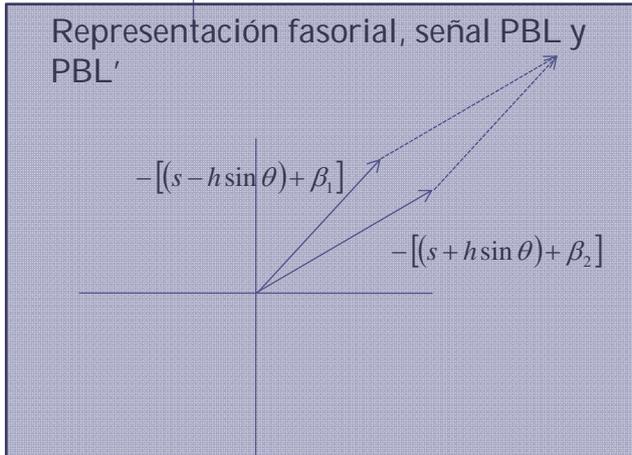
Solución apartado 1



$$[(s - h \sin \theta) + \beta_1]^2 = (h \cos \theta)^2 + (s - h \sin \theta) \rightarrow$$

$$\beta_1 = \frac{h^2 \cos^2 \theta}{\beta_1 + 2(s + h \sin \theta)} \xrightarrow{h \sin \theta \ll s} \beta_1 = \frac{h^2 \cos^2 \theta}{\beta_1 + 2s}$$

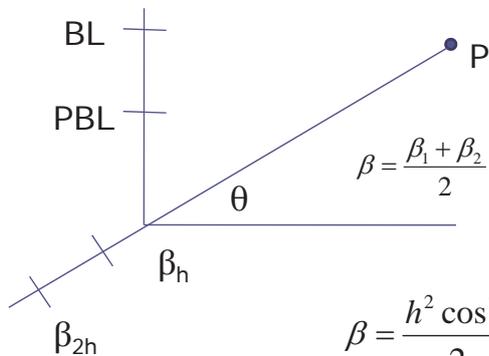
$$\beta_2 = \frac{h^2 \cos^2 \theta}{\beta_2 + 2s}$$



$$\frac{[(s - h \sin \theta) + \beta_1] - [(s + h \sin \theta) + \beta_2]}{2} = -s - \frac{\beta_1 + \beta_2}{2} = -s - \beta$$

La señal resultante se retrasa dicho β_h

Solución apartado 1



$$\beta = \frac{\beta_1 + \beta_2}{2} = \frac{\frac{h^2 \cos^2 \theta}{\beta_1 + 2s} + \frac{h^2 \cos^2 \theta}{\beta_2 + 2s}}{2} \xrightarrow{\beta_1 \approx \beta_2} \beta = \frac{h^2 \cos^2 \theta}{\beta_1 + 2s} \xrightarrow{\beta_1 \ll 2s} \beta = \frac{h^2 \cos^2 \theta}{2s}$$

$$\beta = \frac{h^2 \cos^2 \theta}{2s} \xrightarrow{\theta \ll 1} \beta \approx \frac{h^2}{2s}$$

$$\beta_{cp} = \beta_{2h} - \beta_h = \frac{4h^2}{2s} - \frac{h^2}{2s} = \frac{3h^2}{2s}$$

Intrínsecamente será negativo ya que es lo que se retrasa más la señal

$$\beta_{cp} \approx -\frac{3h^2}{2s}$$

Solución apartado 1

$$h = \frac{\lambda}{4 \sin \theta_0} = \frac{c/f}{4 \sin \theta_0} = 4,478m$$

$$\beta = \frac{3h^2}{2s} = 0,0987m \cdot \frac{2\pi}{\lambda} = 0,66 \text{ rad} \approx 37,8^\circ$$

La señal de BL se retrasa
38° más que la PBL

Solución apartado 2

$$DDM = 0,175 \cdot \cos 38 = 0,1379$$

$$\left. \begin{array}{l} 0,48\theta_0 \rightarrow DDM = 0,1379 \\ x \rightarrow DDM = 0,175 \end{array} \right\} x = 0.6091\theta_0$$

Por lo tanto la mitad del sector de
sensibilidad pasaría de valer 1,44° a 1,8273°.
Aumentará 0,3873°

Problema 1

ENUNCIADO

Una antena monitora de una GP "null reference" está situada a la distancia D del mástil radiante. El ángulo de descenso es $\theta_0 = 3^\circ$. La frecuencia de portadora es de $f_0 = 330\text{Mhz}$. Determinar el ancho angular del sector de sensibilidad observado, con relación al emitido ($0,48\theta_0$) suponiendo la instalación ajustada correctamente.

SOLUCIÓN

Con los datos del enunciado primero calculamos el número de onda

$$k = \frac{2\pi}{\lambda} = \frac{2\pi f_0}{c} = 2\pi \cdot \frac{330 \cdot 10^6}{3 \cdot 10^8} = 6,912 \frac{\text{rad}}{\text{m}}$$

Con ello calculamos la altura de la antena de GP :

$$k \cdot h \cdot \text{sen}\theta_0 = \frac{\pi}{2}$$
$$h = \frac{\pi}{2 \cdot k \cdot \text{sen}\theta_0} = 4,343 \text{ m}$$

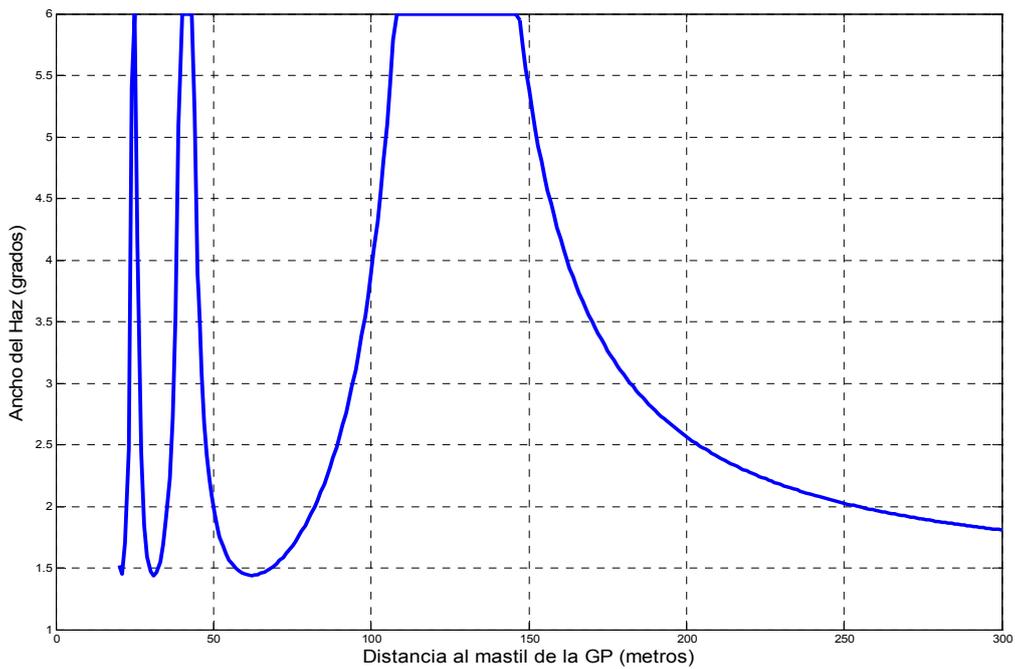
Como tenemos una GP "null reference" la otra antena estará colocada al doble de altura que la primera. Para hallar el sector de sensibilidad utilizamos la ecuación (3.19):

$$\varphi(m) = \frac{3H^2 \cos^2 \theta_0}{2l} = \frac{28,209}{l} \qquad \varphi(\text{rad}) = k \cdot \varphi(m) = \frac{194,969}{l}$$

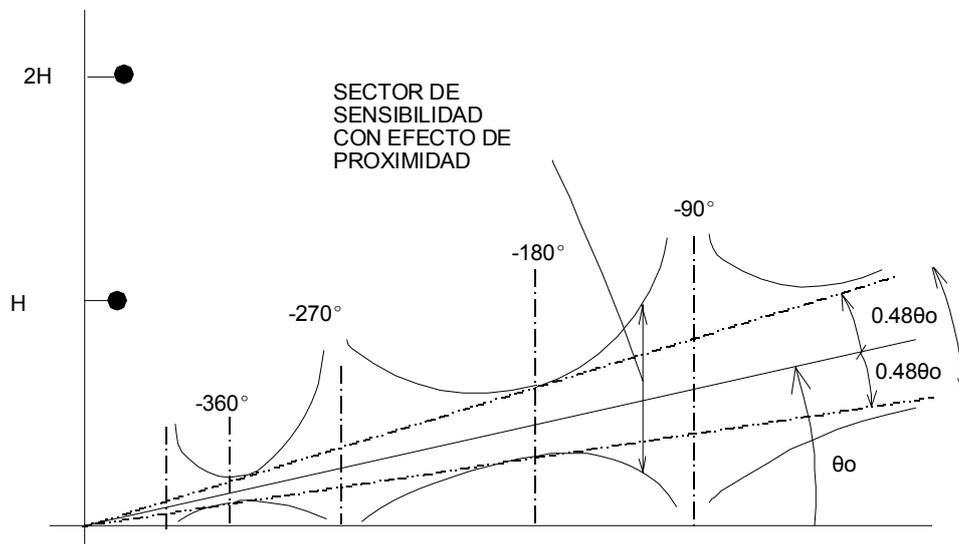
que evoluciona en función de la distancia " l ". Necesito expresarlo en grados o radianes eléctricos para realizar los demás cálculos pues ahora está expresado en m , por lo que se ha multiplicado por el número de onda. El factor de sensibilidad observado es $0,48\theta_0$ mientras que el observado será:

$$\delta = \left| \frac{0,48\theta_0}{\cos \varphi} \right|$$

que para los distintos valores de " l " se obtendrá:



En el gráfico anterior se ven perfectamente los mínimos y los máximos del ancho. Eso traducido a la realidad nos daría una imagen similar a la de la figura 3.19.



Por lo tanto la antena monitora debería colocarse en algún punto en el que el $\cos\varphi = \pm 1$. Normalmente elegiremos aquella que $\varphi = \pi$, por lo tanto sería

$$\frac{196,696}{l} = \pi; \quad l = 62,061 \text{ m}$$

Problema 3

ENUNCIADO

Un ILS con localizador Mark IID 14 elementos tiene su red de antenas definido por:

$$D = [108.0 \ 378.0 \ 647.6 \ 917.4 \ 1187.2 \ 1457.0 \ 1726.8] \text{ (grados eléctricos)}$$

$$I_{PBL} = [1.0 \ 0.394 \ 0.394 \ 0.212 \ 0.212 \ 0.060 \ 0.060] \text{ (corriente relativa de PBL)}$$

$$I_{BL} = [1.0 \ 0.759 \ 0.414 \ 0.586 \ 0.276 \ 0.179 \ 0.138] \text{ (corriente relativa de BL)}$$

Suponiendo sin pérdidas la red de distribución de corrientes de PBL y BL, determinar la relación de potencias BL/PBL a la salida del transmisor del LZ, en función de la longitud de pista (L) sabiendo que las antenas están a $d=300\text{m}$ del umbral de pista.

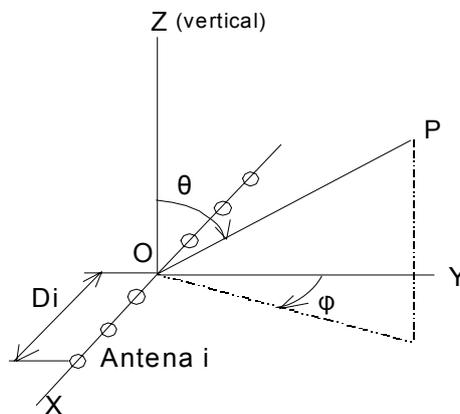
Datos:

$$L = 1400 \cdot \left(1 + \frac{1,6}{10}j\right) \quad ; \quad j = 1:12 \quad \text{Diferentes longitudes de pista}$$

$$DDM_0 = 0.155$$

SOLUCIÓN

El sistema radiante de un LZ se representa en la figura:



Según el apartado 3.9.1 la distancia seleccionada deberá satisfacer la condición de ancho del sector de sensibilidad (105m) sobre el umbral de pista:

$$\theta = \text{menor de } \left(\text{atan} \frac{105}{L + d}, 3^\circ\right)$$

Calculamos para los distintos valores de L y para $i=1:7$ los valores del campo eléctrico de cada una de las antenas (por 2 porque son 14 antenas y hay simetría):

$$E_{PBL_i} = 2 \cdot I_{PBL_i} \cdot \cos \varphi = 2 \cdot I_{PBL_{i_r}} \cdot I_{PBL} \cdot \cos(D_i \cdot \frac{\pi}{180} \text{sen } \theta)$$

$$E_{BL_i} = 2 \cdot I_{BL_i} \cdot \text{sen } \varphi = 2 \cdot I_{BL_{i_r}} \cdot I_{BL} \cdot \text{sen}(D_i \cdot \frac{\pi}{180} \cdot \text{sen } \theta)$$

Sumamos los campos eléctricos para dar el campo eléctrico total del conjunto de antenas. La relación de potencias entonces será

$$DDM_0 = 2 \left(\frac{E_{SS}}{E_C} \right) \cos 0^\circ \text{ (suponiendo bien fasada)}$$

$$\frac{\sum E_{BL_i}}{\sum E_{PBL_i}} = \frac{I_{BL} \cdot \sum 2 \cdot I_{BL_{i_r}} \cdot \text{sen}(D_i \cdot \frac{\pi}{180} \text{sen } \theta)}{I_{PBL} \cdot \sum 2 \cdot I_{PBL_{i_r}} \cdot \cos(D_i \cdot \frac{\pi}{180} \text{sen } \theta)} = \frac{DDM_0}{2}$$

$$\frac{I_{BL}}{I_{PBL}} = \frac{DDM_0}{2} \cdot \frac{\sum 2 \cdot I_{PBL_{i_r}} \cdot \cos(D_i \cdot \frac{\pi}{180} \text{sen } \theta)}{\sum 2 \cdot I_{BL_{i_r}} \cdot \text{sen}(D_i \cdot \frac{\pi}{180} \text{sen } \theta)}$$

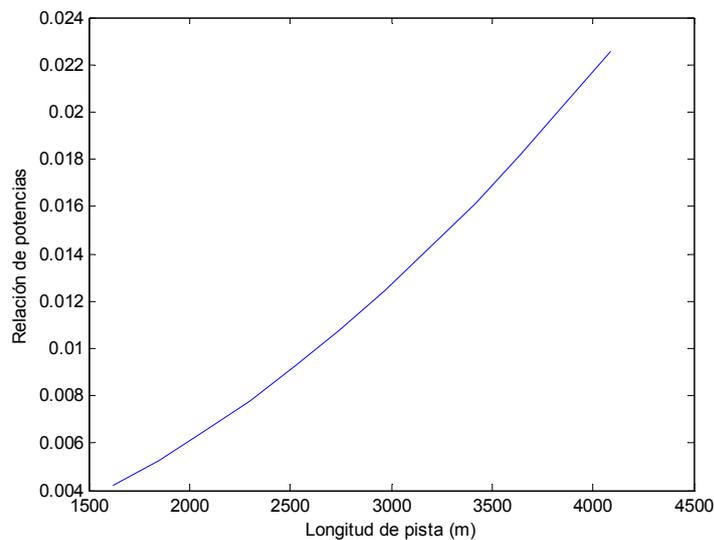
Como las potencias se relacionan con la corriente:

$$P_{PBL} = k \cdot I_{PBL}^2 \quad y \quad P_{BL} = k \cdot \left(\frac{I_{BL}}{2} \right)^2 + k \cdot \left(\frac{I_{BL}}{2} \right)^2 = k \cdot \frac{I_{BL}^2}{2}$$

La relación de potencias nos queda:

$$\frac{P_{BL}}{P_{PBL}} = \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{I_{BL}}{I_{PBL}} \right)^2 = \frac{1}{8} \cdot DDM_0^2 \cdot \left(\frac{\sum I_{PBL_{i_r}} \cdot \text{sen}(D_i \cdot \frac{\pi}{180} \text{sen } \theta)}{\sum I_{BL_{i_r}} \cdot \cos(D_i \cdot \frac{\pi}{180} \text{sen } \theta)} \right)^2$$

Por lo tanto para las distintas longitudes de pista se obtienen los siguientes datos:



PROBLEMA CAPITULO 3

Se dispone de una senda de descenso del ILS bifrecuencia cuya frecuencia de portadora es $f_0 = 333\text{MHz}$. El ángulo de descenso nominal es de 3° . Su red de antenas está alimentada de tal forma que la relación entre la intensidad de la PBL y la de BL tiene un valor de:

$$\frac{I_{BL}}{I_{PBL}} = 0.063997 .$$

Características	Antena Inferior	Antena media	Antena superior
Altura básica	H	2H	3H
Intensidad PBL	I_{PBL}	$- I_{PBL}/2$	0
Intensidad BL	$-I_{BL}/2$	I_{BL}	$-I_{BL}/2$
Intensidad CL	I_{CL}	0	I_{CL}

Se pide:

1. Calcular la altura de las antenas.
2. Calcular la DDM si la aeronave se encuentra en un ángulo de descenso de 4° , supóngase que las antenas están ajustadas correctamente.

SOLUCION:

Apartado 1

Sabiendo que la ecuación del campo eléctrico radiado en la senda de descenso viene dado por la siguiente expresión:

$$E(\theta, \varphi) = \underbrace{f(\theta, \varphi)}_{\text{Factor de Antena}} \left[\underbrace{2 \cdot \sum I_i \text{sen}(z_i \text{sen}\theta)}_{\text{Factor de red}} \right]$$

Cálculo de H. Se ha de cumplir que en θ_0 deberá haber un nulo de BL y CL y no debe existir dicho nulo para la PBL:

- Banda Lateral:

$$FR_{BL}(\theta_0) = 0$$

$$\left[I_{BL1} \text{sen}(z_1 \text{sen}\theta_0) + I_{BL2} \text{sen}(2 \cdot z_1 \text{sen}\theta) + I_{BL3} \text{sen}(3 \cdot z_1 \text{sen}\theta) \right] = 0$$

$$\left[-\frac{I_{BL}}{2} \text{sen}(z_1 \text{sen}\theta_0) + I_{BL} \text{sen}(2 \cdot z_1 \text{sen}\theta) - \frac{I_{BL}}{2} \text{sen}(3 \cdot z_1 \text{sen}\theta) \right] = 0$$

$$\left[-\text{sen}(z_1 \text{sen}\theta_0) + 2 \cdot \text{sen}(2 \cdot z_1 \text{sen}\theta) - \text{sen}(3 \cdot z_1 \text{sen}\theta) \right] = 0$$

$$\text{sen}2\theta = 2 \cdot \text{sen}\theta \cdot \cos\theta$$

$$\text{sen}3\theta = 3 \cdot \text{sen}\theta - 4 \text{sen}^3\theta$$

Con las anteriores relaciones trigonométricas del seno del ángulo doble y triple, se llega a la siguiente expresión:

$$\left[-4 \cdot \text{sen}(z_1 \text{sen} \theta_0) + 4 \cdot \text{sen}(z_1 \text{sen} \theta) \cdot \cos(z_1 \text{sen} \theta) + 4 \text{sen}^3(z_1 \text{sen} \theta)\right] = 0 \Rightarrow \text{sen}(z_1 \text{sen} \theta_0) = 0 \rightarrow \boxed{z_1 \text{sen} \theta_0 = n \cdot \pi}$$

El resto de posibles soluciones las obtenemos resolviendo la siguiente expresión:

$$\left[-4 + 4 \cdot \cos(z_1 \text{sen} \theta) + 4 \text{sen}^2(z_1 \text{sen} \theta)\right] = 0$$

$$\left[-4 + 4 \cdot \cos(z_1 \text{sen} \theta) + 4(1 - \cos^2(z_1 \text{sen} \theta))\right] = 0$$

$$\left[\cos(z_1 \text{sen} \theta_0) - \cos^2(z_1 \text{sen} \theta_0)\right] = 0 \begin{cases} \cos(z_1 \text{sen} \theta_0) = 0 \rightarrow \boxed{z_1 \text{sen} \theta_0 = n \cdot \pi} \\ \cos(z_1 \text{sen} \theta_0) = 1 \rightarrow \boxed{z_1 \text{sen} \theta_0 = (2n + 1) \frac{\pi}{2}} \end{cases}$$

- Clearance:

$$FR_c(\theta_0) = 0$$

$$\left[I_{C1} \text{sen}(z_1 \text{sen} \theta_0) + I_{C2} \text{sen}(3 \cdot z_1 \text{sen} \theta)\right] = 0$$

$$\left[\text{sen}(z_1 \text{sen} \theta_0) + 3 \cdot \text{sen}(z_1 \text{sen} \theta_0) - 4 \text{sen}^3(z_1 \text{sen} \theta_0)\right] = 0$$

$$\left[\text{sen}(z_1 \text{sen} \theta_0) - \text{sen}^3(z_1 \text{sen} \theta_0)\right] = 0 \begin{cases} \text{sen}(z_1 \text{sen} \theta_0) = 0 \rightarrow \boxed{z_1 \text{sen} \theta_0 = n \cdot \pi} \\ \text{sen}^2(z_1 \text{sen} \theta_0) = 1 \rightarrow \boxed{z_1 \text{sen} \theta_0 = (2n + 1) \frac{\pi}{2}} \end{cases}$$

- Portadora:

$$FR_{PBL}(\theta_0) = 2 \cdot I_{PBL1} \text{sen}(z_1 \text{sen} \theta_0) + 2 \cdot I_{PBL2} \text{sen}(z_2 \text{sen} \theta_0) \neq 0$$

$$FR_{PBL}(\theta_0) = 2 \cdot I_{PBL} \text{sen}(z_1 \text{sen} \theta_0) - 2 \frac{I_{PBL}}{2} \text{sen}(2 \cdot z_1 \text{sen} \theta_0) \neq 0$$

$$FR_{PBL}(\theta_0) = 2 \cdot I_{PBL} \text{sen}(z_1 \text{sen} \theta_0) - 2 \frac{I_{PBL}}{2} 2 \cdot \text{sen}(z_1 \text{sen} \theta_0) \cdot \cos(z_1 \text{sen} \theta_0) \neq 0$$

$$FR_{PBL}(\theta_0) = 2 \cdot I_{PBL} \text{sen}(z_1 \text{sen} \theta_0) (1 - 2 \cdot \cos(z_1 \text{sen} \theta_0)) \neq 0$$

Para que se cumplan las tres condiciones vemos que si $z_1 \text{sen} \theta_0 = n \cdot \pi$ el factor de red de la portadora tendría un nulo en θ_0 , mientras que si $z_1 \text{sen} \theta_0 = (2n + 1) \frac{\pi}{2}$ tiene un valor de:

$$FR_{PBL}\left(z_1 \text{sen} \theta_0 = \frac{\pi}{2}\right) = 2 \cdot I_{PBL} \neq 0$$

Por lo tanto se puede concluir que la altura de las antenas deberá ser:

$$z_1 \cdot \text{sen} \theta_0 = \frac{\pi}{2} \xrightarrow{z = k \cdot h = \frac{2\pi}{\lambda} \cdot h = \frac{2\pi}{c} \cdot f_0 \cdot h} \boxed{h = \frac{\lambda}{4 \text{sen} \theta_0}}$$

$$h = \frac{c}{4 f_0 \text{sen} \theta_0} = \frac{3 \cdot 10^8}{4 \cdot 333 \cdot 10^6 \text{sen}(3^\circ)} = \boxed{4.30345 \text{ m}}$$

Apartado 2

$$DDM = M_{90} - M_{150} = 2 \frac{E_{ss}}{E_c} = 2 \frac{I_{BL}}{I_{PBL}} \frac{2 \left[-\frac{1}{2} \text{sen}(z_1 \text{sen} \theta_0) + \text{sen}(2 \cdot z_1 \text{sen} \theta) - \frac{1}{2} \text{sen}(3 \cdot z_1 \text{sen} \theta) \right]}{2 \cdot \text{sen}(z_1 \text{sen} \theta_0) - 2 \cdot \frac{1}{2} \text{sen}(2 \cdot z_1 \text{sen} \theta_0)} = -0.1278$$

Donde:

- $z_1 = \frac{\pi}{2 \text{sen} \theta_0} = 30.0137 \text{ rad}$
- $\theta = 4^\circ$

Equipo medidor de distancias: DME

4

4.1.- LA RADIOTELEMETRIA EN LA NAVEGACIÓN AÉREA

El empleo de la técnica de medir la distancia entre dos puntos a partir del conocimiento del tiempo que tarda una perturbación o señal en trasladarse entre ambos, se ha utilizado en múltiples aplicaciones. Para llevar a cabo la evaluación de la distancia es preciso conocer, con precisión, la velocidad de propagación de esa señal, de forma que pueda establecerse la proporcionalidad entre tiempo (t) y espacio (s) a partir de la conocida ecuación del movimiento rectilíneo uniforme:

$$s = vt \tag{4.1}$$

Cuando se trata de EEM la velocidad de propagación (v) se considera la de la luz en el espacio libre:

$$c = \frac{1}{\sqrt{\mu_0 \epsilon_0}} = 300.000 \text{ Km/s en donde:}$$

μ_0 : permeabilidad magnética en el espacio libre ($4\pi 10^{-7}$ henrios/m)

ϵ_0 : constante dieléctrica en el espacio libre ($1/36\pi \cdot 10^{-9}$ faradios/m)

El instante en que se emite la perturbación desde uno de los puntos sirve de referencia, o de instante inicial, en la medida de la distancia (s) en los equipos electrónicos clásicos debido a la dificultad de establecer una referencia de tiempos común.

Así, el principio consiste en considerar que el punto que es foco de la señal y determina el instante de referencia, sea el que se encargue de evaluar la distancia midiendo el intervalo de tiempo transcurrido hasta que la señal sea recibida como "eco", una vez que "rebota" en el otro

punto.

La distancia que separa a ambos puntos es recorrida dos veces, una en trayectoria de ida y otra de vuelta, es decir:

$$s = \frac{vt}{2}$$

La señal, de la que se obtiene la medida del tiempo (t), puede emitirse de forma continua o de impulsos: radar de onda continua (en radio altimetría) o radar de impulsos (en la vigilancia ATC y en el DME) que es el que veremos en este capítulo.

Con esta configuración, el transmisor y receptor tienen que estar coemplazados, para la emisión de la señal y su posterior recepción en el mismo punto.

quede esta forma el emisor de la señal de "**interrogación**", es en donde se hace la medida de la distancia y se calcula el tiempo que tarda en llegar la "**respuesta**". La detección se produce en el otro punto que determina la distancia: si la señal recibida, es puramente pasiva, la EEM simplemente rebota en el obstáculo que representa este punto (detección **primaria**); si situamos un transpondedor (equipo electrónico capaz de captar la interrogación, identificarla y devolverla en las condiciones preestablecidas), la detección se denomina **secundaria**.

4.2.- APLICACIÓN DEL DME EN EL SNA.

El DME (Distance Measurement Equipment) es un componente del SNA utilizado para medir la distancia entre una aeronave y la estación de tierra que tenga sintonizada. El equipo instalado en tierra se encuentra, normalmente, coemplazado con un VOR, dando lugar a una estación VOR-DME, que proporciona a las aeronaves su acimut y la distancia (ρ y θ).

El DME también se emplea para proporcionar la función distancia en el ILS como sustituto de las radiobalizas (OM, MM e IM), ubicado junto con la GP o LZ según los países. También es el encargado de esta función en el MLS (Microwave Landing System), siendo en este caso denominado DME/P o DME de precisión al ser sus especificaciones más estrictas. Por último, puede establecer posiciones de referencia en el sistema inercial (INS) y en la navegación 2D (RNAV), para la que es necesario sintonizar simultáneamente, al menos, 2 estaciones.

CARACTERÍSTICAS	DME	DME/P
FORMA DE LA ENVOLVENTE DEL IMPULSO DE RF	\cos^2/\cos^2 (1)	\cos/\cos^2 (1)
MODOS DE FUNCIONAMIENTO	UNO	DOS: (2) IA (INITIAL APPROACH) FA (FINAL APPROACH)
UMBRAL DE TIEMPO PARA DETERMINAR EL INSTANTE EN QUE HA RECIBIDO LA RESPUESTA	-6dB DE LA AMPLITUD MÁXIMA DE LA ENVOLVENTE DE LA SEÑAL DE RF (50%)	MODO IA: -6dB MODO FA: ENTRE -10dB Y -26dB
PRECISIÓN	LA MAYOR ENTRE 370m Y EL 0.25% DE LA DISTANCIA	EN EL PUNTO DE REFERENCIA DE APROXIMACIÓN PARA EL MODO FA : NORMA 1: 30m (3) NORMA 2: 12m

NOTAS:

- (1) La notación A/B indica que los flancos de subida y bajada responden a las expresiones A y B respectivamente.
- (2) El modo de funcionamiento IA tiene lugar entre el límite de cobertura y una distancia de 8NM de la antena del equipo DME/P.
El modo de funcionamiento FA tiene lugar a distancias inferiores a 7NM de la antena del equipo DME/P.
La transición entre los modos IA y FA se realizará entre los 8NM y los 7NM.
- (3) Las normas 1 y 2 son aplicables a las aeronaves del tipo CTOL y VTOL, respectivamente.

4.3.- SEÑALES EN EL ESPACIO DEL DME.

Las señales en el espacio de los equipos de tierra y de a bordo son de polarización vertical.
El DME tiene asignada por OACI la banda de frecuencias de 960 a 1215 Mhz, con los canales contiguos separados entre sí 1Mhz.
Se requiere que la frecuencia para la interrogación y para la respuesta estén separadas 63Mhz.
Cada interrogación está caracterizada por un par de pulsos, cada uno de duración 3,5µs, separados entre sí una cantidad de microsegundos determinada por el tipo de canal (X, Y, W ó Z).

El empleo de dos pulsos en las señales de interrogación y respuesta presenta las siguientes ventajas:

- Protege al receptor del ruido y de señales falsas.
- Permite obtener un mayor rendimiento a la banda de frecuencias asignadas, habilitando más canales para una misma frecuencia de trabajo.

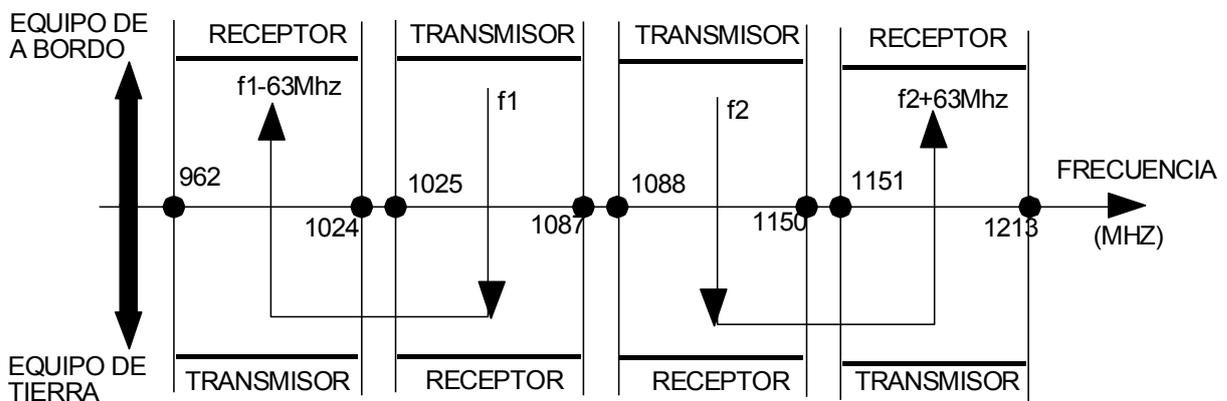
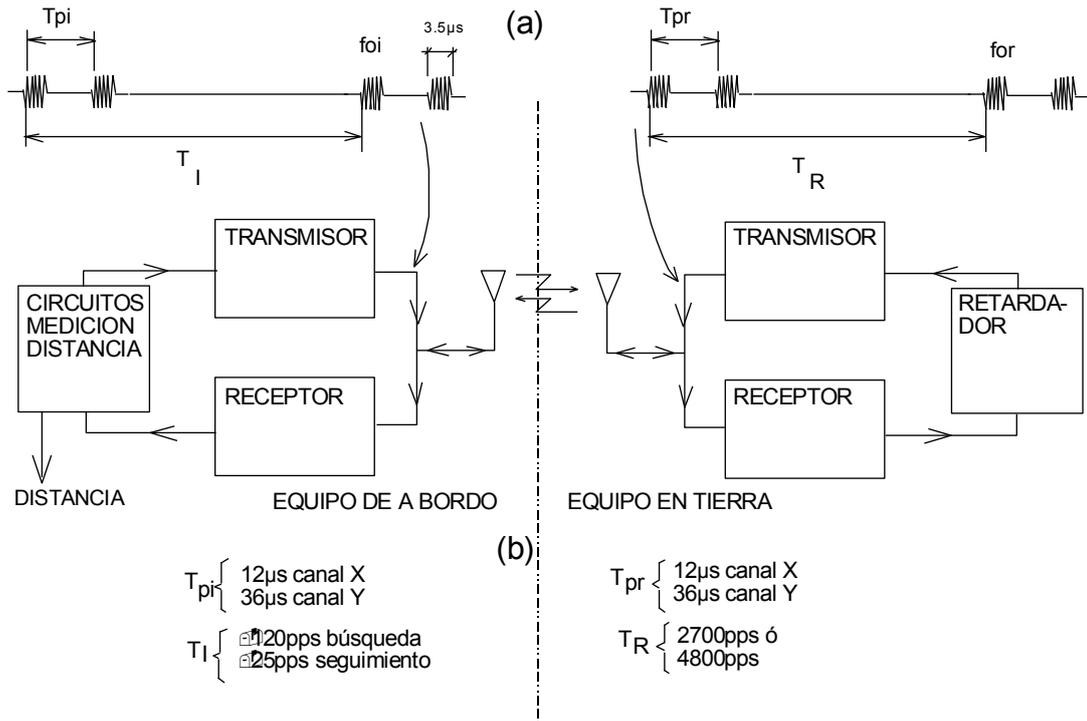


Fig. 4.1.- Frecuencias asignadas al DME

Como características destacamos:

- El equipo de a bordo puede transmitir en cualquiera de los 126 canales distribuidos en dos grupos, correspondientes a los márgenes de frecuencias comprendidos entre 1025/1087MHz y 1088/1150MHz.
- El equipo de tierra puede transmitir en cualquiera de los 126 canales distribuidos en dos grupos de 63 canales cada uno correspondientes a los márgenes de frecuencia de 962/1024MHz y 1151/1215MHz.
- Cuando el transmisor de a bordo transmite en un canal de la banda de 1025/1087MHz el equipo de tierra disminuye la frecuencia recibida en 63MHz, siendo ésta la nueva frecuencia de emisión hacia el equipo de a bordo.
- Cuando el transmisor de a bordo transmite en un canal de la banda de 1088/1150MHz el equipo de tierra aumenta la frecuencia recibida en 63MHz, siendo ésta la nueva frecuencia de emisión hacia el equipo de a bordo.



**Fig. 4.2.- Diagrama funcional básico del DME (a)
Características de las señales de interrogación y respuesta (b)**

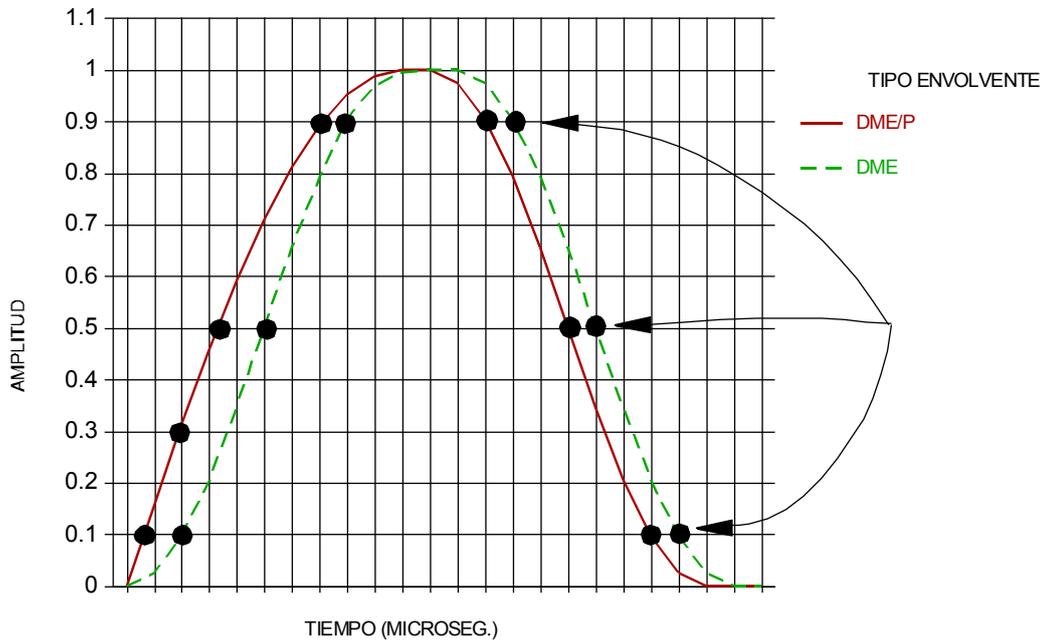


Fig. 4.3.- Forma de las envolventes de los impulsos de rf del DME y DME/P

Las características principales de los impulsos de rf del DME y DME/Pson:

PARÁMETRO	MEDIDA EFECTUADA ENTRE LOS PUNTOS DE AMPLITUD	DME	DME/P
TIEMPO DE SUBIDA	10% AL 90%	2.5μs/t _s /3μs	0.8μs/t _s /1.2μs
TIEMPO PARCIAL DE SUBIDA	5% AL 30%	NO APLICABLE	200ns/t _{sp} /300ns
DURACIÓN DEL IMPULSO	50%	3μs/t _{di} /4μs	3μs/t _{di} /4μs
TIEMPO DE DESCENSO	90% AL 10%	2.5μs/t _b /3.5μs	2.5μs/t _b /3.5μs

Para analizar la capacidad del equipo de tierra:

Tomemos f_r como frecuencia máxima de generación de respuestas (4800 o 2700 pps)

Llamemos f_{ib} y f_{is} a las frecuencias medias de interrogación de los equipos de a bordo en fase de búsqueda y seguimiento, respectivamente.

Denominemos k a la relación entre el número de respuestas producidas y el número de interrogaciones presentes en la antena, en porcentaje, (60% para 4800 pps y 70% para 2700 pps) Finalmente, consideremos que el porcentaje de aviones en régimen de búsqueda es B (del orden del 5%) y en seguimiento es S (del orden del 95%).

Con todas las consideraciones anteriores podemos establecer la relación de igualdad entre el régimen máximo de interrogaciones y la capacidad de respuestas:

$$kN(f_{ib}B + f_{is}S) = f_r$$

de donde

$$N = \frac{f_r}{k(f_{ib}B + f_{is}S)} \quad (4.3)$$

siendo N el número de aeronaves interrogadoras simultáneas

sustituyendo:

$$f_{ib}=150 \text{ pps y } f_{is}=30 \text{ pps}$$

$$f_r= 2700 \text{ pps, } N= 107 \text{ aeronaves}$$

$$f_r = 4800 \text{ pps, } N= 222 \text{ aeronaves}$$

Sin embargo estos valores se suelen aproximar, en cada caso, por 100 y 200 aeronaves (dependiendo lógicamente de su capacidad máxima de respuesta)

La señal de identificación del equipo de tierra consiste en la emisión de pares de impulsos, idénticos a los que envía como respuesta a una interrogación, a un régimen constante de 1350 pps durante el tiempo dedicado a la identificación.

La emisión de los pares de pulsos se realiza de acuerdo con el indicativo de la estación, dos ó tres letras codificadas con arreglo al código Morse internacional.

Cuando el DME se encuentra asociado a un VOR o ILS sus identificaciones serán idénticas y sincronizadas, de forma que el período de repetición del indicativo se dividirá en, al menos, cuatro intervalos de tiempo iguales (emitiendo en tres de ellos consecutivos el indicativo de la ayuda asociada y en el cuarto el DME)

Si se deseara mantener un ciclo constante de 2700 pps durante la emisión de la identificación, se deben de transmitir impulsos igualadores después de cada par de impulsos que conforman la identificación, con las características siguientes:

- Idénticos a los impulsos de identificación.
- Separados un intervalo de tiempo comprendido entre 90 μ s y 110 μ s.

4.4. CARACTERÍSTICAS ELECTRÓNICAS DEL EQUIPO DE TIERRA Ó RESPONDEDOR CONVENCIONAL.

El equipo de tierra DME, en configuración dual, está constituido por las siguientes partes:

- Antena.
- Circulador.
- Unidad de conmutación.
- Unidad receptora.
- Unidad transmisora.
- Unidad supervisora.
- Interrogador de prueba.
- Unidad de control local.
- Subsistema de mantenimiento remoto.

Los DME de baja potencia ó de área terminal y de alta potencia ó de ruta tienen la siguiente configuración:

- Doble unidad receptora.
- Doble unidad transmisora.
- Doble unidad supervisora.
- Conmutación automática.

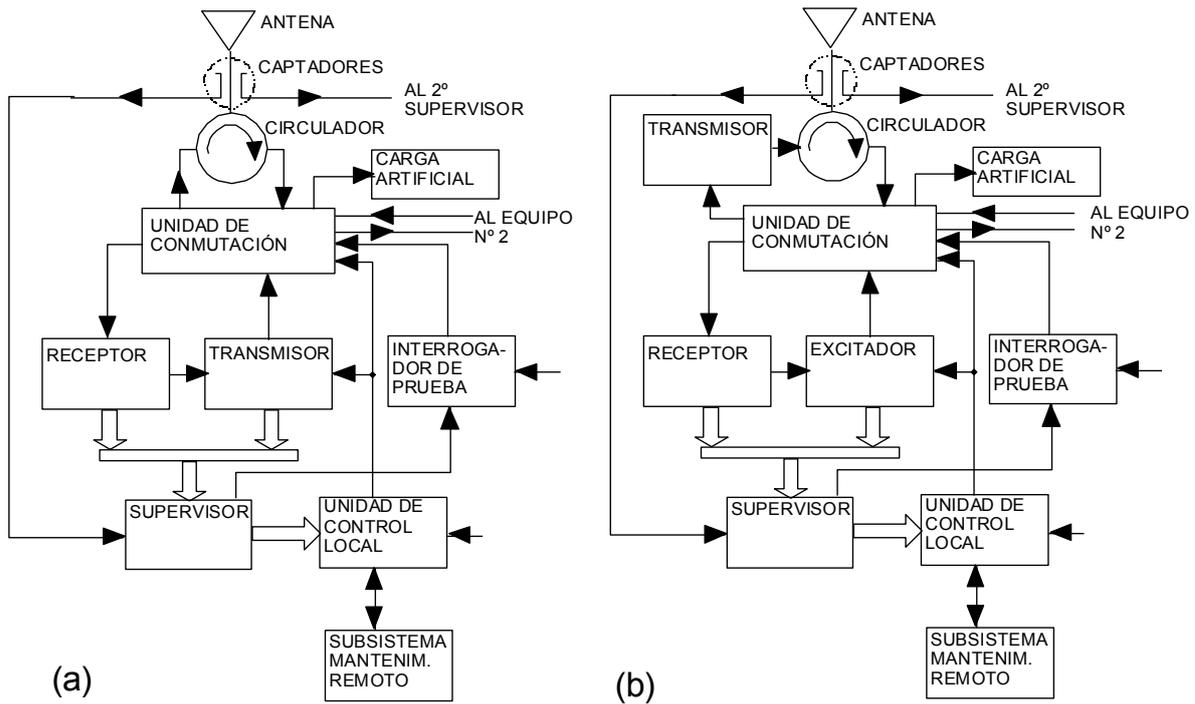


Fig. 4.4.- Equipo de tierra de baja potencia (a) y equipo de tierra de alta potencia (b)

Hasta aki

Las **antenas** utilizadas en el DME están constituidas por una agrupación o red de elementos radiantes del tipo dipolo, situados verticalmente.

Pueden emplearse DDRsobre el plano de superficie omnidireccionales o directivos, en especial cuando el DME proporciona la información de distancia del ILS.

CARACTERÍSTICAS		ANTENA	
		OMNIDIRECCIONAL	DIRECTIVA
APLICACIÓN		ASOCIACIÓN VOR/DME O NDB/DME	ASOCIACIÓN DME/ILS
BANDA DE FRECUENCIAS		960-1215 Mhz	960-1215 Mhz
POLARIZACIÓN		VERTICAL	VERTICAL
GANANCIA CON RESPECTO A LA ISOTROPICA		ENTRE 9dB Y 12dB	15dB
FORMA DEL DDR	PLANO HORIZONTAL	CIRCULAR	DIRECCIONAL CON UN ANCHO DEL LOBULO DE 70°
	PLANO VERTICAL	DIRECCIONAL CON UN ANCHO DEL LOBULO ENTRE 6 Y 9°, SITUACIÓN DEL MÁXIMO A 3° POR ENCIMA DEL PLANO HORIZONTAL	DIRECCIONAL CON UN ANCHO DEL LOBULO DE MAS DE 10°, SITUACIÓN DEL MÁXIMO A 4° POR ENCIMA DEL PLANO HORIZONTAL

IMPEDANCIA DE ENTRADA	50Ω	50Ω
-----------------------	-----	-----

El **circulador** es un dispositivo basado en las propiedades conductoras de la ferrita. Su objeto es aislar al receptor de las señales de respuesta generadas por la unidad transmisora. Estos dispositivos pueden ser materializados utilizando otros principios de funcionamiento (duplexores y diplexores)

Los circuladores de ferrita están constituidos por tres puertos en presencia de dos medios de ferrita.

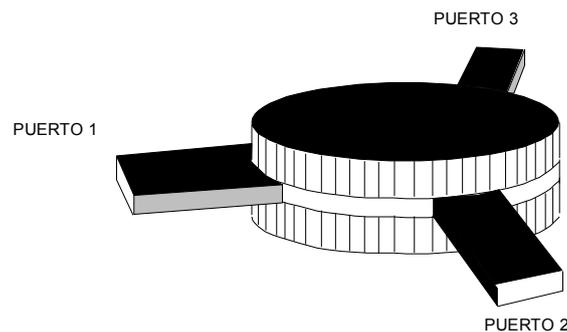


Fig. 4.5.- Representación de un circulador de ferrita

Los puertos están asociados de forma que una señal presente en **1** se dirigirá hacia **2**, permaneciendo **3** aislado. De igual manera ocurre cuando en **2** hay señal, ésta se dirigirá al puerto **3** permaneciendo el **1** aislado (este tipo de aislamiento se fundamenta en el fenómeno de "rotación de Faraday")

La **unidad de conmutación** es la encargada de asignar la antena a un transceptor (unidades transmisora y receptora) que actúa como principal, estando el otro conectado a la carga artificial en situación de reserva. La conmutación se realiza por medio de diodos PIN de doble polo y doble acción que son activados por la unidad de control local. La estructura de un **diodo PIN** se basa en tres capas: intermedia, un semiconductor intrínseco; externas, una de tipo P y la otra tipo N. Sin embargo, en la práctica, la capa intrínseca se sustituye por una capa tipo P de alta resistividad (π) o bien por una capa n de alta resistividad (ν).

La unidad de conmutación dispone, de diferentes circuitos que permiten la realización de las siguientes funciones:

- Multiplexación de las señales recibidas con las generadas por el interrogador de pruebas.
- Realizar las conexiones entre los módulos de rf.
- Comprobar el funcionamiento de la unidad de conmutación.

4.4.2.- Unidad Receptora.

La unidad receptora es la encargada de decodificar las señales de interrogación, procedentes de las aeronaves, y activar a la unidad transmisora para generar las señales de respuesta.

Se puede considerar al receptor constituido de los siguientes módulos conectados en cascada:

- módulo de rf.
- módulo de vídeo.
- módulo de proceso.

El **módulo de rf** tiene la misión de amplificar y suprimir la portadora de los impulsos recibidos sin modificar su forma y relación temporal.

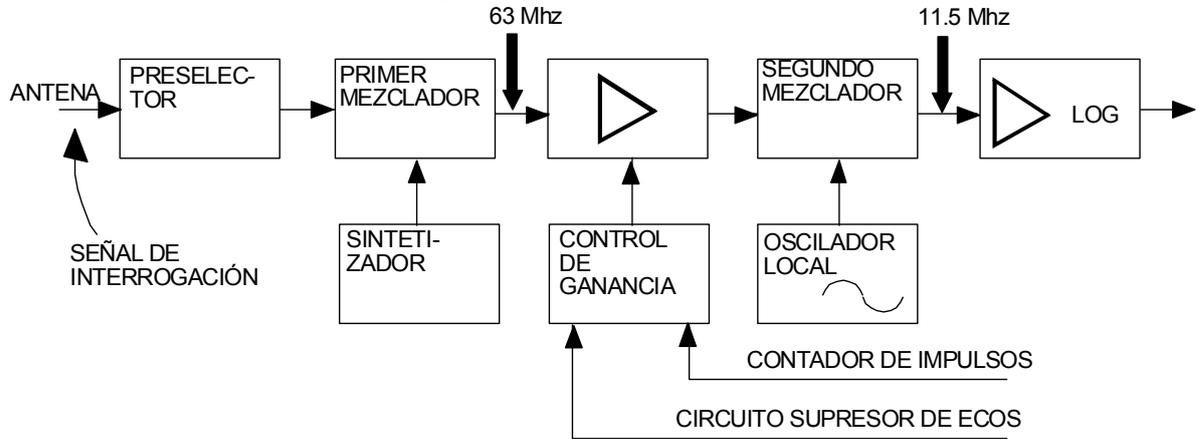


Fig. 4.6.- Módulo de rf de un equipo respondedor convencional

La señal de interrogación, procedente de la antena, llega al preselector, cuya misión es filtrar y amplificar las señales recibidas. Un filtro atenúa las señales espúreas fuera de banda, y le sigue un amplificador de baja figura de ruido y de un segundo filtro de características similares al primero.

La señal de salida del preselector va al primer mezclador, que utiliza la frecuencia de emisión para el batido, produciendo así una primera frecuencia intermedia de 63Mhz. A continuación la señal se amplifica aproximadamente en 17db. El amplificador puede reducir automáticamente su ganancia, sobre el umbral establecido, cuando exista sobrecarga de interrogaciones, para eliminar las señales más débiles en las etapas siguientes.

La señal a la salida del amplificador alimenta a un segundo mezclador que utiliza la frecuencia de 51.5Mhz para el batido produciendo una frecuencia intermedia de 11.5Mhz.

La señal a la salida del segundo mezclador alimenta a un amplificador logarítmico que actúa como compresor de amplitud, para permitir un funcionamiento correcto en el margen dinámico de 80db.

El **módulo de vídeo** tiene la misión de detección de los impulsos, la determinación del 50% de amplitud de los impulsos y la supresión de ecos de corta y larga distancia.

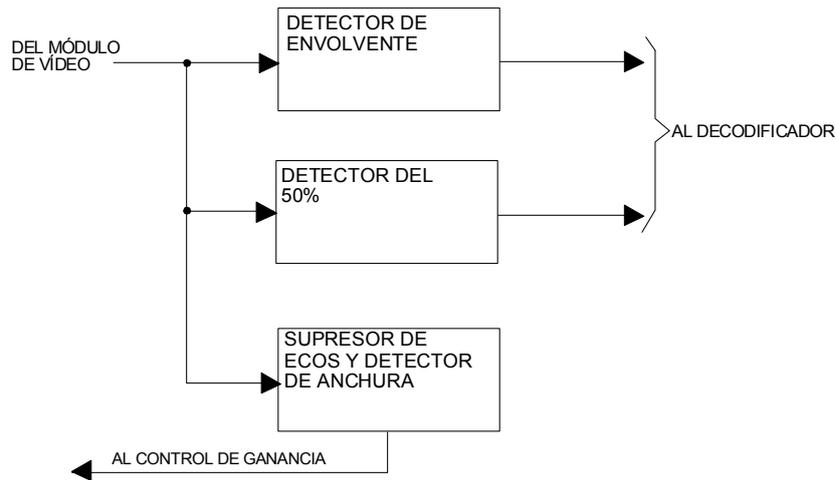


Fig. 4.7.- Módulo de vídeo de un equipo respondedor convencional

La señal procedente del amplificador logarítmico, en el módulo de rf, se aplica al circuito encargado de comprobar que el pulso recibido tiene una anchura apropiada ($\sim 3,5\mu\text{s}$) y, asimismo, de suprimir los ecos de distancias cortas, correspondientes a un retardo de unos $15\mu\text{s} < \dots > 4,5$ Km de diferencia de camino recorrido entre la señal directa y reflejada.

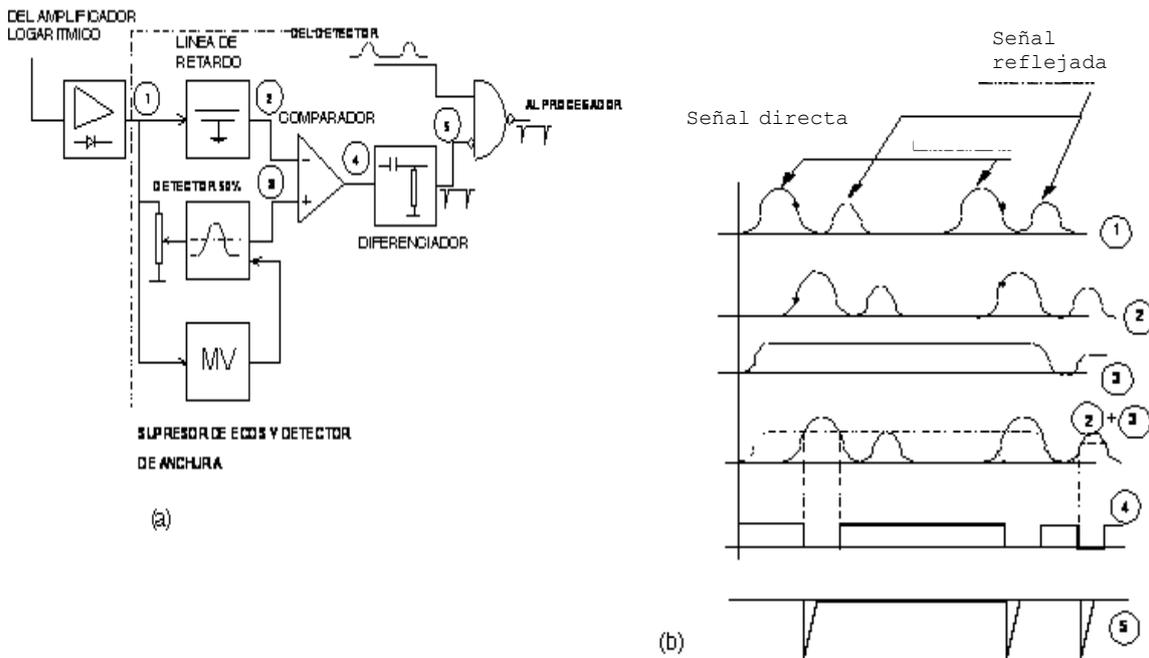


Fig. 4.8.- Circuito (a) del supresor de ecos de corta distancia y detector de anchura de pulso diagrama de tiempos (b)

La señal de salida del amplificador se envía a dos entradas: a una línea de retardo de unos $2,7\mu\text{s}$ para hacer que el flanco de subida de este pulso retrasado coincida con el de caída de la señal sin retrasar procedente del detector; la otra, a un detector de umbral que genera y mantiene una tensión de comparación correspondiente al 50% de la señal de pico presente en la entrada.

. El mantenimiento de este nivel de tensión dura mientras el multivibrador monoestable esté excitado e impide que cualquier señal con una atenuación superior a 6db, respecto del primer

pulso, sea captada. De esta forma se suprimen los pulsos procedentes de ecos de corta distancia; el tercer impulso presente en la salida de la puertano pasará el detector de par de pulsos en el procesador de video, puesto que el primero de ellos ha sido cancelado por el detector de pico.

El **módulo de proceso** tiene las siguientes misiones:

- Generar una señal de control con un retardo definido (normalmente $50\mu\text{s}$) para el codificador/conformador de impulsos necesarios para la generación de las señales de respuesta a una interrogación.
- Mantener un ciclo de trabajo, generalmente constante, generando los pulsos de relleno (squitter) necesarios para que sumados a los que corresponden a interrogaciones se alcance un régimen de trabajo regular del transmisor.
- Generar el código de interrogación emitiendo pares de pulsos regulares a 1350 pps siguiendo una secuencia en código Morse de tres caracteres.
- Producir un tiempo muerto en el receptor ($\sim 60\mu\text{s}$) durante el cual no se procesará ningún pulso recibido.
- Disminuir la sensibilidad del receptor cuando el número de interrogaciones es superior al máximo régimen posible de generación de respuestas.

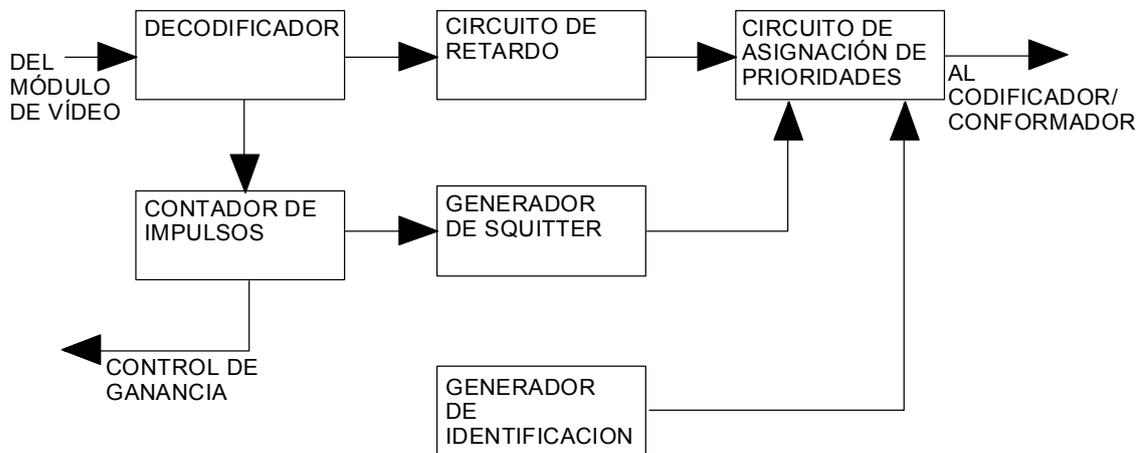


Fig. 4.9.- Módulo de proceso de un equipo respondedor convencional

La materialización de estas funciones se puede hacer a través de diferentes circuitos electrónicos:.

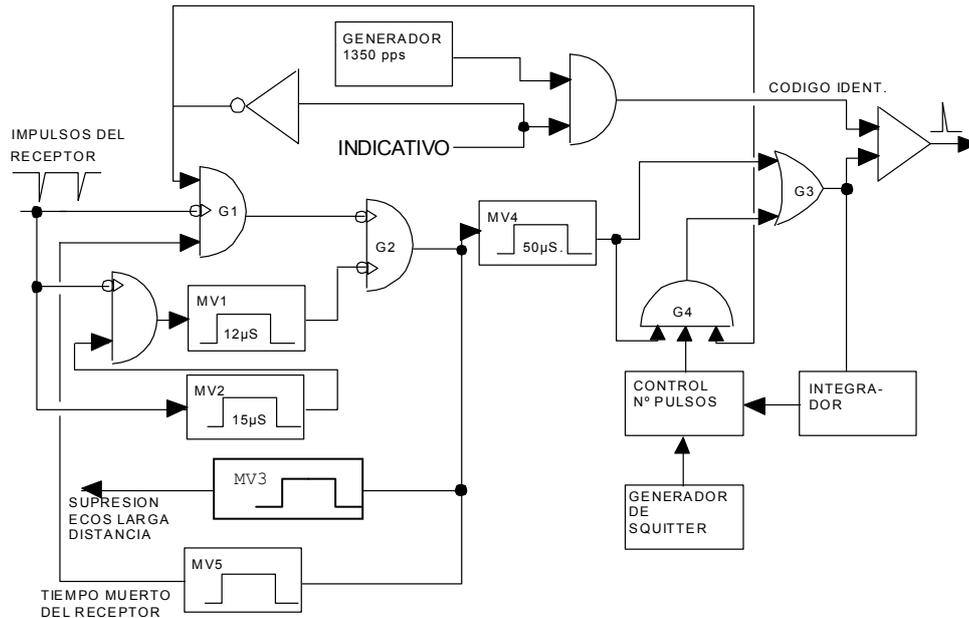


Fig. 4.10.- Esquema general de un procesador de vídeo de equipo respondedor convencional DME

Cada impulso recibido dispara un multivibrador (MV1) cuyo tiempo de actuación coincide con el tiempo especificado entre pulsos según el canal asignado. MV2 sirve para que MV1 no vuelva a dispararse con la llegada del segundo pulso.

Si el frente de caída del pulso, generado por el multivibrador, coincide con la llegada del segundo impulso que pasa la puerta G1, la puerta de coincidencia G2 producirá un impulso de disparo al generador del retardo principal (MV4) cuya salida pasará por el G3 antes de llegar al conformador de pulsos de salida.

Este proceso puede ser suspendido cuando se está emitiendo la identificación en cuyo caso se inhibe la entrada de pulsos decodificados en la puerta G1. Asimismo, cuando se emite identificación o se han decodificado pulsos de interrogación la puerta G4 suspende la emisión de pulsos de relleno (squitter).

Finalmente, la decodificación de una interrogación activa los multivibradores MV3y MV5 que se encargan de suministrar las señales de control para la supresión de ecos de larga duración y tiempo muerto del Rx respectivamente.

4.4.3.- Unidad Transmisora.

La **unidad transmisora** genera las señales de respuesta de identificación y de relleno (squitter). Esta unidad está constituida por dos bloques principales:

- El sintetizador- El modulador

AMPLIFICADOR

AMPLIFICADOR
DE CLASE C

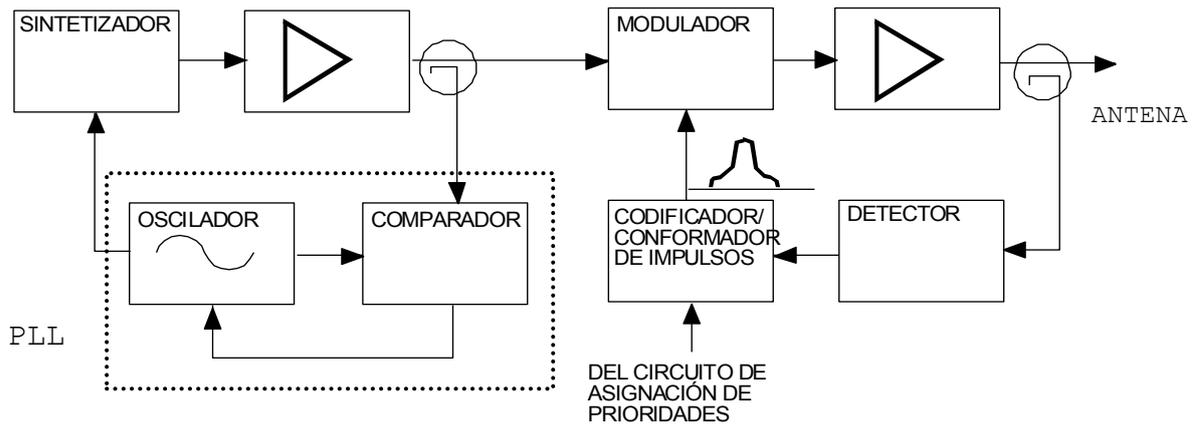


Fig. 4.11.- Diagrama de bloques de la unidad transmisora de un equipo respondedor convencional

El **sintetizador** genera la señal de portadora de forma continua, seleccionable en pasos de 1Mhz, dentro de las bandas de transmisión de 962 a 1213Mhz.

Contiene un oscilador controlado por tensión de donde se extrae la señal de rf que se envía a un amplificador, quien inyecta la señal en el modulador. A la salida del amplificador se toma una muestra de la rf que se compara con una señal de alta estabilidad generada a partir de un oscilador de cristal, que actúa como señal de referencia. Este conjunto constituye un bucle de control de fase (PLL).

El **modulador** contiene un codificador/conformador que se encarga de proporcionar a la etapa moduladora los dos impulsos a partir de los cuales se configura la señal de respuesta. El bloque modulador, normalmente, está constituido por un transistor que modula por colector a la portadora de forma no lineal, según los impulsos procedentes del codificador/conformador. La señal de salida del bloque modulador se aplica a un amplificador (mediante una unidad excitadora) para obtener la potencia de salida adecuada para las operaciones en área terminal (normalmente 100W). Este amplificador de potencia, por ser único, ha de situarse tras la unidad de conmutación y es de estado sólido.

Las tareas asignadas al detector son comprobar la anchura y forma de los impulsos generados, proporcionando las tensiones de control que se aplican al codificador/conformador de impulsos para su corrección.

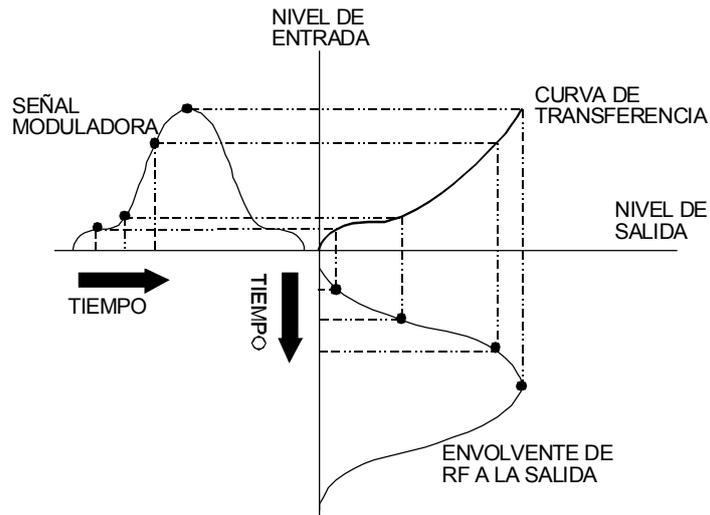


Fig.4.12.- Características de transferencia del amplificador-modulador

En algunos tipos de equipos de tierra la unidad transmisora se caracteriza por tener duplicada la unidad excitadora y por tener una única unidad amplificadora de potencia. El excitador proporciona al amplificador de potencia unos 100W.

La señal de salida del excitador se separa en 8 vías a través de un divisor de potencias. Cada una de estas vías dispone de un modulador y amplificador de las características descritas anteriormente para el excitador. Cada uno de los canales produce una señal de salida que se recombina en una unidad de conmutación, donde se suman para obtener a la salida una potencia de unos 1000W.

Este tipo de diseño permite el fallo de algún elemento de una vía (que se traduce en una merma de potencia transmitida)

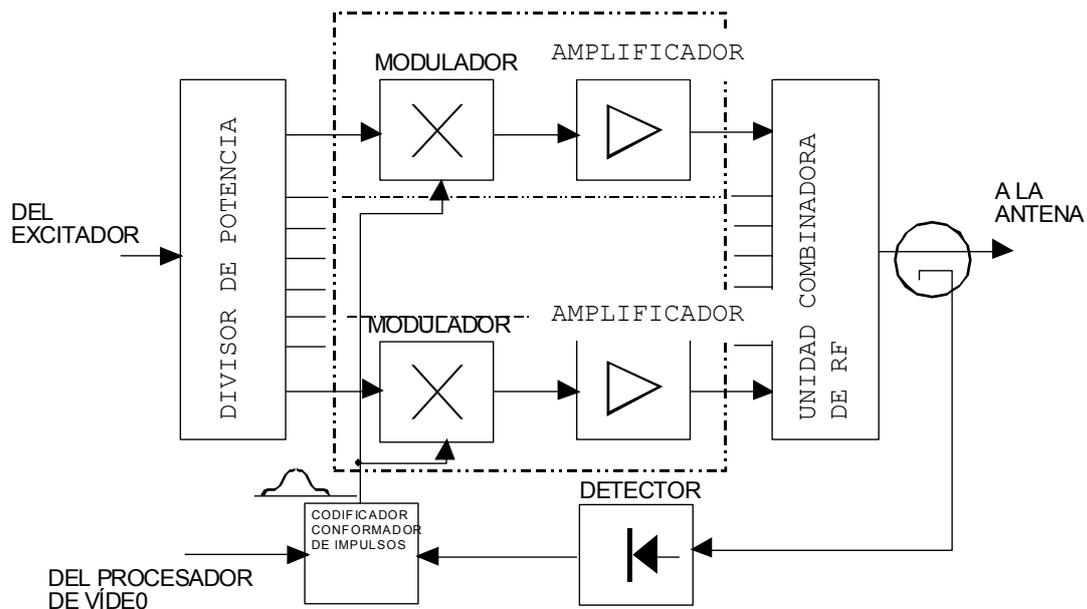


Fig.4.13.- Representación del amplificador de potencia de un DME

4.4.4.- Unidad Supervisora.

La **unidad supervisora o monitor** tiene por objeto vigilar que los parámetros principales del equipo de tierra estén dentro de los límites de tolerancias para la correcta operación del sistema.

Esta unidad está dividida en los siguientes módulos:

- Procesador de señales y supervisor de adquisición y procesamiento de señales.
- Lógica de control o supervisor ejecutivo.

El **procesador de señales**, normalmente, está basado en un microprocesador y tiene por misión procesar las señales procedentes de los captadores internos, de las sondas situadas en la antena y de los interrogadores de prueba.

La **lógica de control**, normalmente, también está basada en un microprocesador y tiene por misión garantizar la integridad de la señal radiada proporcionando, en función de la naturaleza del problema mensajes de alarma de integridad (algún parámetro sobrepasa los límites de tolerancia establecidos) o de avisos de mantenimiento (algún parámetro se desvía de su valor nominal sin sobrepasar los límites de tolerancia, $\frac{3}{4}$ del límite de alarma)

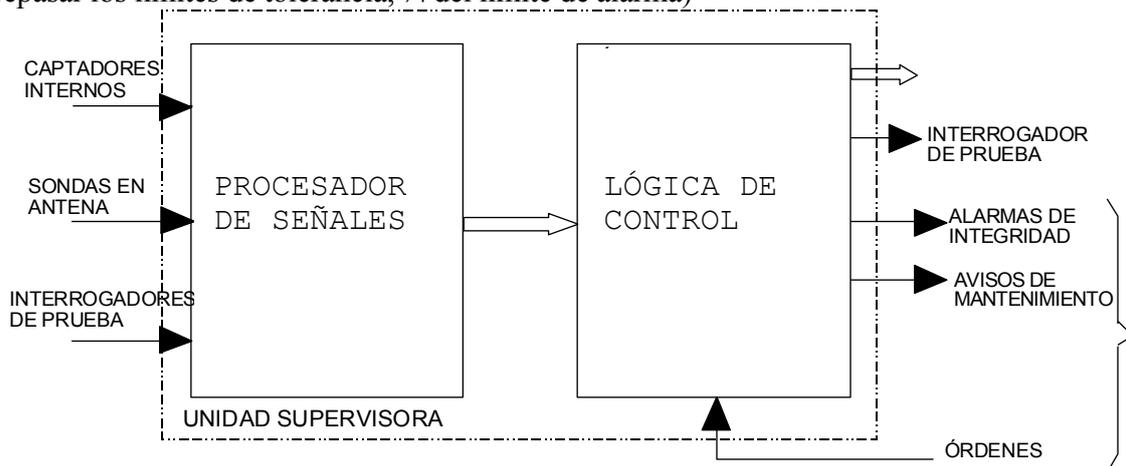


Fig.4.14.- Diagrama de bloques de la unidad supervisora

PARÁMETRO	LÍMITE DE TOLERANCIA
POTENCIA	NO DESCIENDA DEL 50% DE LA POTENCIA NOMINAL
SEPARACIÓN ENTRE IMPULSOS (Ó CODIFICACIÓN)	NO EXCEDA EN 0.1µs DEL VALOR ASIGNADO
TIEMPO DE RETARDO	NO VARÍE EN 0.1µs DEL VALOR ASIGNADO, A EXCEPCIÓN DE LA ASOCIACIÓN CON ILS EN CUYO CASO SE ADMITE HASTA 0.5µs
SENSIBILIDAD	NO DESCIENDA POR DEBAJO DE 6DB SOBRE EL VALOR NOMINAL, SIN TENER EN CUENTA LA ACCIÓN DE CAG
EFICIENCIA DE RESPUESTAS	NO SEA INFERIOR AL 66%

IDENTIFICACIÓN	AUSENCIA Ó CODIFICACIÓN DEFECTUOSA EN DOS MUESTRAS CONSECUTIVAS
PRUEBA DE INTEGRIDAD AUTOMÁTICA	FUNCIONAMIENTO CONSTANTE DE LA UNIDAD SUPERVISORA AL DETECTAR SEÑALES ERRÓNEAS GENERADAS A TAL FIN

El módulo de control, normalmente, dispone de un circuito tipo watch-dog (detecta cuando el módulo tiene un comportamiento anómalo, si no recibe alimentación durante un cierto período de tiempo, y pone remedio a esta pérdida de control) Está constituido por un temporizador que debe regenerarse por software, generalmente, cada 15ms. Esta técnica es conocida como fail save.

Cuando el equipo es redundante los dos módulos de lógica de control, de ambas unidades de supervisión, funcionan en modo maestro/esclavo mediante su interconexión en paralelo a alta velocidad(en caso de fallo del módulo maestro, asumirá todas las tareas el módulo esclavo)

4.4.5.- Interrogador de Pruebas.

El **interrogador de pruebas** genera las señales de interrogación, a la frecuencia seleccionada para el respondedor, a solicitud de la unidad supervisora.

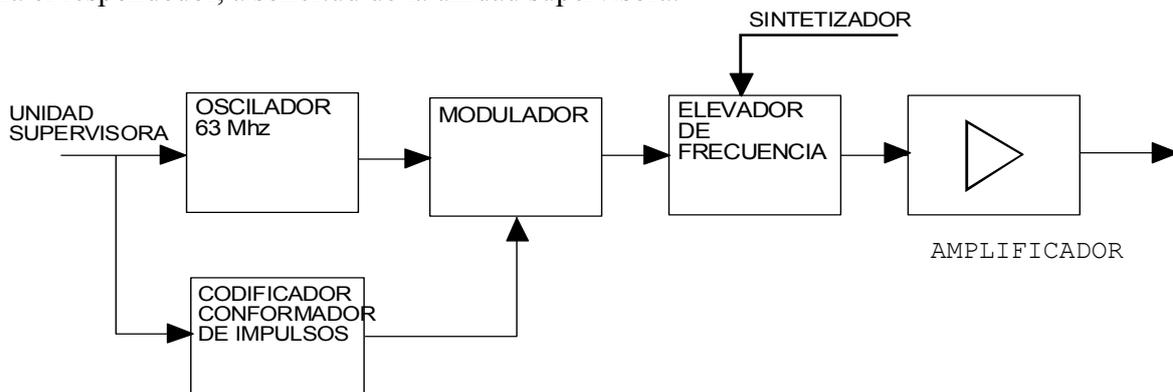


Fig.4.15.- Diagrama de bloques del interrogador de prueba

La señal de rf, generada en un oscilador de 63Mhz, se modula por los impulsos proporcionados por el codificador/conformador que está gobernado por la unidad supervisora. La señal a la salida del modulador se envía a un elevador de frecuencia, en donde se mezcla con la frecuencia de emisión generada por el sintetizador para establecer la frecuencia de recepción.

Las señales de interrogación obtenidas a la salida del elevador de frecuencias son amplificadas y enviadas a la unidad receptora a través de la unidad de control local.

Estas señales de prueba serán generadas automáticamente para comprobar el funcionamiento correcto de la unidad supervisora.

4.4.6.- Unidad de Control Local.

Esta unidad tiene por objeto el control de la operación de las diferentes unidades del equipo de tierra a través de las funciones siguientes:

- Acción ejecutiva.
- Control de configuración.

La **acción ejecutiva** se produce al recibir esta unidad la notificación de una alarma de integridad de la unidad supervisora. El tiempo de respuesta, desde la detección de la falta de integridad, no será superior a 10s. Se encarga de la:

- Cancelación de la recepción y transmisión de las señales del equipo conectado a la antena.
- Generación de las señales de alarma en forma visual y acústica.
- Conmutación al equipo de reserva, si previamente no se había producido una alarma, o cancelación de la operación del equipo, en caso contrario.
- Eliminación de la alarma de integridad si el equipo de reserva funciona correctamente.
- Inhibición de la alarma acústica, transcurrido un tiempo determinado.

El **control de la configuración** permite la manipulación del equipo a través de las acciones de mando siguientes:

- Selección de uno de los equipos (en configuración dual)
- Encendido y apagado del respondedor.
- Inhibición de la alarma acústica.
- Restauración del servicio.

Al mismo tiempo esta unidad produce la señalización requerida para el reconocimiento del estado del equipo. Estas señalizaciones, normalmente luminosas a través de LED, son:

- Estado del respondedor.
- Alarma de integridad.
- Aviso de mantenimiento.
- Estado de las fuentes de alimentación.

4.4.7.- Funciones del Subsistema de Mantenimiento Remoto.

- Generar los formatos de mensajes correspondientes a las lecturas de los parámetros, alarmas de integridad y avisos de mantenimiento que se enviarán al emplazamiento remoto.
- Diagnosticar los fallos que provocan alarmas de integridad.
- Registrar las alarmas de integridad indicando fecha, hora del fallo, listado de todos los parámetros supervisados e información asociada y diagnóstico a nivel de módulo.
- Registrar avisos de mantenimiento indicando fecha, hora e indicación de la alerta de mantenimiento.
- Almacenar en memoria los valores de los parámetros antes de producirse la situación de aviso a control remoto.
- Proporcionar un puerto de interconexión del terminal portátil de mantenimiento.
- Entregar la información a la unidad de control local para su visualización.
- Establecer un enlace de comunicaciones serie con la unidad electrónica remota.
- Enviar a la unidad electrónica remota o al terminal portátil información relativa a cada parámetro supervisado, indicando: fecha y hora de la medición, último valor disponible, valor medido previamente, límite de tolerancia, unidades de medida e indicación de si el parámetro ha desbordado los límites de tolerancia.
- Aceptar las órdenes de la unidad de estado y control remoto o del terminal portátil de

mantenimiento.

4.5.- EQUIPO EN TIERRA DE PRECISIÓN.

El DME/P instalado en tierra está constituido por las mismas partes que el DME convencional. Este equipo, forma parte del MLS como subsistema encargado de proporcionar la información de distancia.

Las dos características diferenciales del DME/P respecto del convencional son: la fuerte pendiente de subida del primer impulso y los dos modos de funcionamiento (IA, FA) que requiere cambios técnicos en el respondedor.

La fuerte pendiente de subida del primer impulso requiere un mayor ancho de banda, pero como el espectro de frecuencias debe cumplir lo exigido al DME convencional, es necesario reducir la potencia radiada y, en consecuencia, el alcance o volumen de cobertura.

El análisis del respondedor DME/P lo basaremos en el convencional, indicando solamente los cambios en las unidades o módulos afectados.

4.5.1.- Unidad Receptora.

La unidad receptora decodifica las señales de interrogación, procedentes de las aeronaves, distinguiendo su modo (IA o FA) y activar a la unidad transmisora para generar las señales de respuesta, de acuerdo con el modo de interrogación, o de identificación.

El análisis de esta unidad se realiza considerando que está compuesta de módulos de rf, vídeo y proceso.

El **módulo de rf** tiene por misión la amplificación y conversión de las señales de interrogación sin modificar las características de los impulsos recibidos.

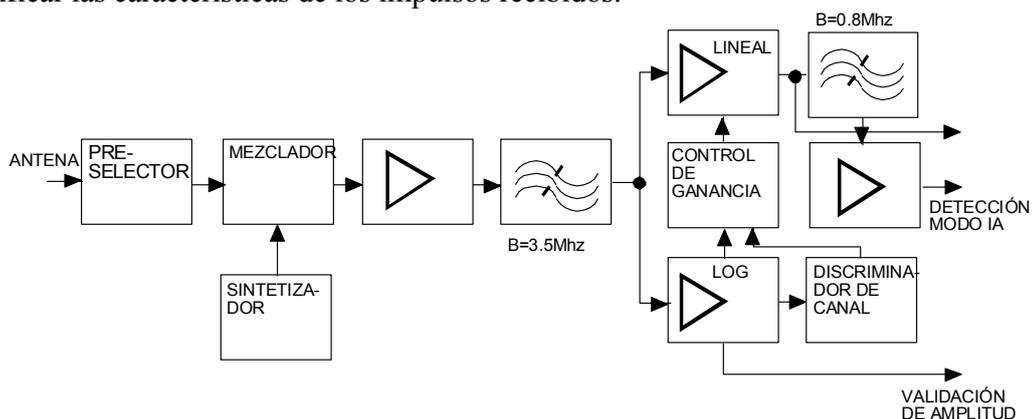


Fig. 4.16.- Módulo de rf del equipo respondedor de precisión

La señal de interrogación, procedente de la antena, llega al preselector cuya misión es filtrar y amplificar las señales recibidas, disponiendo para ello de un primer filtro seguido de un amplificador y de un segundo filtro de características similares al primero.

La señal de salida del preselector va a un mezclador, que utiliza la frecuencia de emisión para el batido, produciendo así una frecuencia intermedia de 63Mhz. A continuación, la señal se

amplifica y filtra en un filtro pasa banda de 3.5Mhz de anchura. Esta anchura permite asegurar la transferencia sin distorsión de la forma de los impulsos de interrogación a etapas posteriores.

La señal filtrada se divide en dos partes: una va al amplificador logarítmico; la otra, a un amplificador lineal con control de ganancia.

El amplificador logarítmico evita que la gran anchura de banda necesaria en la detección de modo FA permita la interferencia de canales adyacentes. Para ello la salida de éste amplificador se lleva a un discriminador de canal, de forma que al detectarse señales de canales adyacentes, se reduzca la ganancia del amplificador lineal.

La señal a la salida del amplificador lineal se divide en dos partes: una que se utilizará para la detección del modo IA; la otra, se empleará para la detección del modo FA.

El **módulo de vídeo** tiene la misión la detección de los impulsos en modo IA y FA.

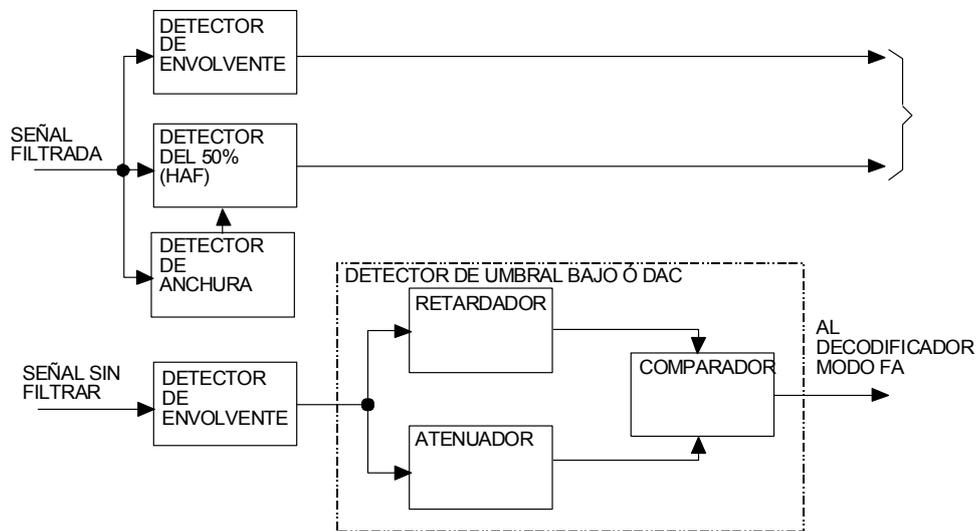


Fig. 4.17.- Diagrama de bloques del módulo de vídeo del respondedor de precisión

La vía de la señal filtrada se utiliza para la detección del modo IA, compatible con el modo convencional.

La vía de la señal sin filtrar se dirige en primer término al detector de envolvente, para obtener la forma del impulso y, seguidamente, a un detector de umbral muy bajo o DAC (circuito de retardo y comparación).

El DAC permite la determinación, con gran exactitud, de la presencia de un impulso en el modo FA de forma que la detección se realiza transcurrido un tiempo de aproximadamente 200 ns desde su llegada (disminuyéndose el tiempo de emisión de la interrogación y aumentandola precisión)

La señal que llega al DAC se divide en dos partes: una retardada del orden de 100 ns y la otra se atenúa 6db. Ambas señales se llevan a un comparador que establece la detección en el punto de corte de ambas señales.

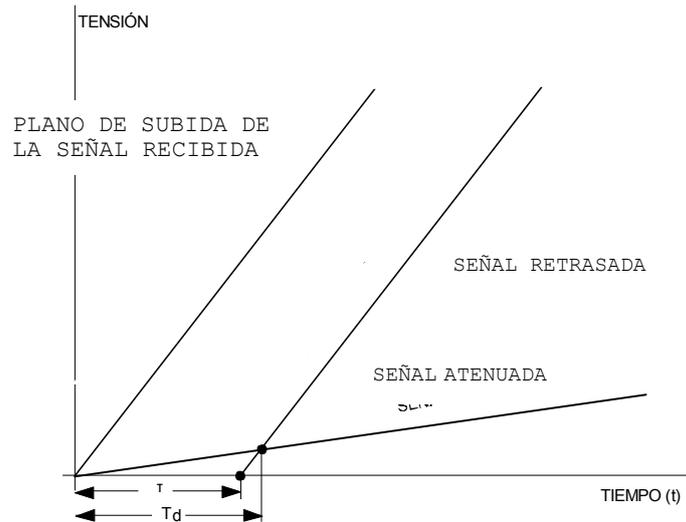


Fig.4.18.- Principio de la operación de un detector de umbral bajo ó DAC

La detección matemática del punto de corte se realiza teniendo en cuenta la tensión de la señal recibida:

$$S_r = k \cdot V \cdot t$$

en donde:

k: pendiente
V: tensión máxima

La tensión de la señal retrasada viene dada por:

$$V_1 = k \cdot V \cdot (t - \tau)$$

en donde τ es el retraso estimado de 100ns.

La tensión de la señal atenuada se puede escribir como:

$$V_2 = A \cdot k \cdot V \cdot t$$

siendo A la atenuación, del orden de 6db.

El punto de corte se obtendrá igualando V_1 a V_2 .

Suponiendo que se produce en el instante T_d , se tendrá:

$$k \cdot V \cdot (T_d - \tau) = A \cdot k \cdot V \cdot T_d$$

$$T_d = \frac{\tau}{1 - A}$$

Sustituyendo τ y A por sus valores obtendremos:

$$T_d = 200 \text{ ns}$$

El **módulo de proceso** hay dos procesos simultáneos debidos a los modos IA y FA. La supresión de ecos cortos y largos que se realiza en los circuitos de validación de

Fundamentalmente tiene las misiones siguientes:

- Decodificar las interrogaciones en modo IA y FA.
- Discriminar los modos IA y FA para proporcionar una señal de control, con los retrasos establecidos, al codificador/conformador de impulsos para generar las señales de respuesta a las interrogaciones recibidas.
- Mantener en número mínimo de respuestas de 700 pps, correspondientes al ciclo variable, generando impulsos aleatorios de relleno (squitter) necesarios para que sumados a las interrogaciones se alcance el mencionado número.
- Generar el código de identificación emitiendo pares de impulsos regulares a 1350 pps siguiendo una secuencia en código Morse de 3 caracteres.
- Producir un tiempo muerto en el receptor, de aproximadamente 50 μ s, para el modo IA y de 40 μ s para el modo FA, que serán aplicados de forma independiente a los impulsos de interrogación en los modos IA, FA.
- Activar la supresión de ecos cortos y largos, que se realiza en los circuitos de validación de amplitudes.
- Inhibir las respuestas a interrogaciones en modo IA cuando se rebase el número máximo de respuestas que se pueden proporcionar por la unidad transmisora.
- Establecer la prioridad de las señales transmitidas de acuerdo al siguiente orden:
 - Respuesta en modo FA.
 - Identificación.
 - Respuesta en modo IA.
 - Impulsos de relleno aleatorios

Es de destacar el hecho de que la sobrecarga de interrogaciones no aumenta la sensibilidad del módulo de rf, como ocurre en el equipo convencional, sino que aquí se produce una inhibición de las respuestas en el modo IA cuando el número de respuestas excede el umbral establecido.

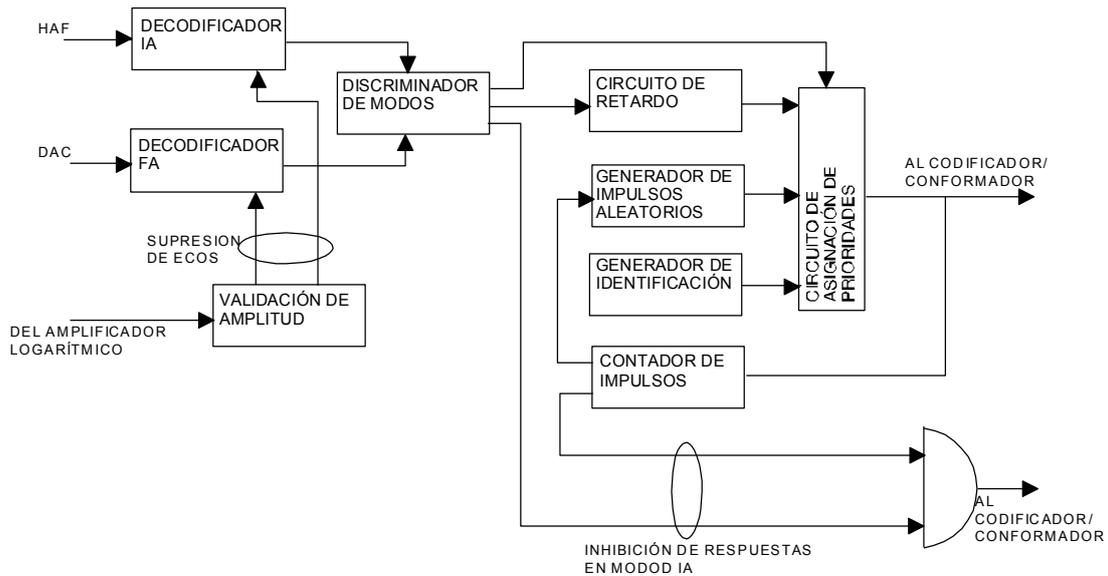


Fig. 4.19.- Módulo de proceso de un respondedor de precisión

4.5.2.- Unidad Transmisora

La unidad transmisora es la encargada de generar las señales de respuesta, en, de identificación y de relleno (squitter).

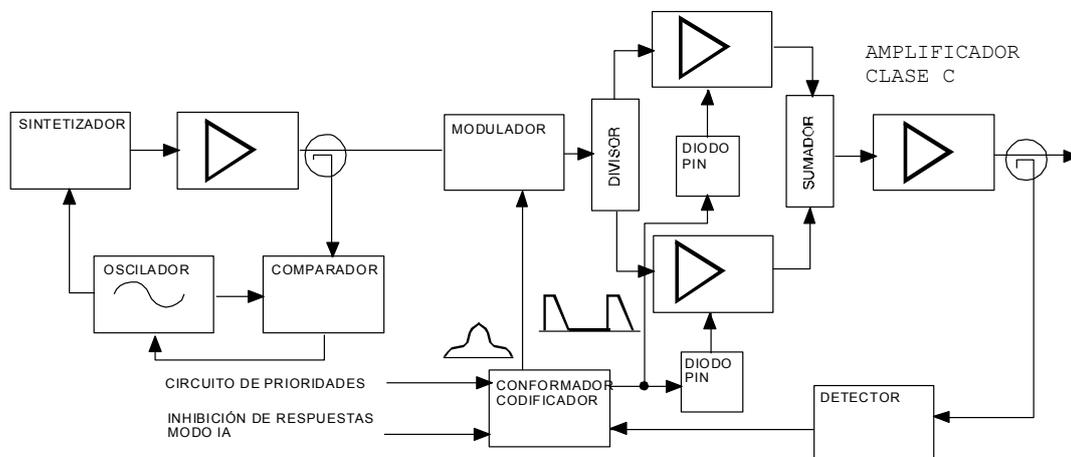


Fig. 4.20. Unidad transmisora de un respondedor de precisión

En el caso de la unidad transmisora de un respondedor de precisión, a la salida del modulador la señal se divide en dos partes y se envía a sendos circuitos idénticos constituidos por una etapa de diodos PIN para controlar el agudo flanco de subida de los impulsos de salida. A esto le sigue un amplificador clase C, para proporcionar el nivel de señal de rf necesaria para cumplir con los requisitos establecidos.

Las funciones del detector, que toma una muestra de la señal generada, son comprobar la anchura y el flanco de subida de los impulsos, la señal moduladora y la señal de activación de los diodos PIN, generando las tensiones de control que son aplicadas al codificador/conformador de impulsos para realizar las correcciones necesarias.

4.5.3.- Unidad Supervisora.

En este caso la **lógica de control** proporciona los mensajes siguientes:

- Alarma de integridad.
- Alerta secundaria.
- Avisos de Mantenimiento.

La **alarma de integridad** puede producirse con los límites de tolerancia establecidos y por los siguientes parámetros:

PARÁMETROS	LÍMITE DE TOLERANCIA
POTENCIA	NO DESCienda POR DEBAJO DE 1.5db CON RELACIÓN A LA POTENCIA NOMINAL
DEMORA DE RESPUESTAS EN MODO IA	NO EXCEDA DE 0.10 μ s DEL VALOR NOMINAL
DEMORA DE RESPUESTAS EN MODO FA	NO EXCEDA DE 67ns DEL VALOR NOMINAL
EFICIENCIA DE LAS RESPUESTAS EN MODO FA	NO SEA INFERIOR AL 76%
SEPARACIÓN ENTRE LOS IMPULSOS Ó CODIFICACIÓN	NO EXCEDA DE 0.10 μ s DEL VALOR ASIGNADO
IDENTIFICACIÓN	AUSENCIA Ó MALA CODIFICACIÓN EN DOS MUESTRAS CONSECUTIVAS
PRUEBA DE INTEGRIDAD AUTOMÁTICA	FUNCIONAMIENTO INCORRECTO DE LA UNIDAD SUPERVISORA AL DETECTAR SEÑALES ERRÓNEAS GENERADAS A TAL FIN

Las **alertas secundarias** se producen cuando algún parámetro supervisado desborda unos límites preestablecidos. Hay que proceder a su inmediata corrección, pero sin dejar de lado la operación del respondedor. Por tanto, tiene el mismo tratamiento que el aviso de mantenimiento, pero corrigiendo inmediatamente la anomalía.

Los parámetros que producen alerta secundaria y sus límites establecidos para su activación son:.

PARÁMETRO	LÍMITE DE TOLERANCIA
TIEMPO PARCIAL DE SUBIDA	NO EXCEDA DE 50 ns EL VALOR NOMINAL (250 ns)
EFICIENCIA DE LAS RESPUESTAS EN MODO IA	NO SEA INFERIOR AL 66%

NÚMERO MÍNIMO DE RESPUESTAS

NO SEA INFERIOR A 700 pps

4.5.4.- Unidad de Control Local.

En este caso, la **acción ejecutiva** con el equipo en configuración dual se indica en la tabla siguiente, en función de si la alarma de integridad corresponde al modo IA ó FA.

EQUIPO PRINCIPAL		EQUIPO RESERVA		TRANSFERENCIA
MODO IA	MODO FA	MODO IA	MODO FA	
FC	FC	FC	FC	NC
FC	FC	FC	AI	NC
FC	FC	AI	FC	NC
FC	FC	AI	AI	NC
FC	AI	FC	FC	C
FC	AI	FC	AI	NC
FC	AI	AI	FC	NC
FC	AI	AI	AI	NC
AI	FC	FC	FC	C
AI	FC	FC	AI	C
AI	FC	AI	FC	FS
AI	FC	AI	AI	FS
AI	AI	FC	FC	C
AI	AI	FC	AI	C
AI	AI	AI	FC	C
AI	AI	AI	AI	FS

AI= Alarma de integridad

FS= Fuera de servicio

FC=Funcionamiento correcto

C= Conmutación principal/reserva

NC= No hay conmutación

Las **acciones de control** con el equipo en configuración no redundante se indican en la tabla adjunta.

ALARMA DE INTEGRIDAD EN:	MODO IA	MODO FA
MODO IA	FS	FS CON UN RETARDO DE 3 MINUTOS PARA PERMITIR QUE UNA AERONAVE CONTINÚE RECIBIENDO INFORMACIÓN HASTA, APROXIMADAMENTE LA

		TOMA DE CONTACTO
MODO FA	SIGUE FUNCIONANDO	FS

El **panel de señalización** incorpora el aviso de alarma secundaria

4.5.5.- Funciones del Subsistema de Mantenimiento Remoto.

- Registra también las alertas secundarias.
- Almacena en memoria las alarmas de integridad, alertas secundarias y avisos de mantenimiento.
- Realiza las siguientes pruebas a intervalos periódicos, establecidos por los técnicos de mantenimiento:
 - Retardo de respuesta en los modos IA y FA.
 - Codificación de los impulsos de respuesta.
 - Potencia efectiva radiada.
 - Frecuencia del sintetizador.
 - Eficiencia de respuestas en los modos IA y FA.
 - Tiempo de subida, tiempo de subida parcial y duración del impulso.
 - Ancho de banda del receptor en los modos IA y FA.
 - Rechazo del canal adyacente en los modos IA y FA.
 - Funcionamiento de los decodificadores en modo IA y FA.
 - Supresión de ecos en modos IA y FA.
 - Tiempo muerto del receptor en modos IA y FA.
 - Código de identificación.
 - PFE (Path following error) y CMN (Control motion nose)

4.6.- PRECISIÓN DEL DME/P.

Cuando el receptor DME de a bordo se considere de precisión, cumple las especificaciones RTCA-DO-189. La norma 1 es aplicable a aeronaves tipo CTOL y la norma 2 para aeronaves tipo VTOL. El error máximo admisible dependerá de la norma aplicable al mismo para el modo de aproximación final (FA).

NORMA	MODO	ERROR MÁXIMO EN EL PUNTO DE REFERENCIA DE APROXIMACIÓN	
		PFE	CMN
1	FA	30m	18m
2	FA	12m	12m

PFE y CMN desde el punto de referencia hasta los límites de cobertura se detallan en los párrafos siguientes.

Los incrementos lineales máximos permitidos de PFE y CMN no excederán los siguientes

valores:

DISTANCIA ⁽¹⁾	NORMA	MODO	PFE	CMN
DESDE 20NM A 5NM DEL PUNTO DE REFERENCIA DE APROXIMACIÓN	1 Y 2	IA	DESDE 250m HASTA 85m	DESDE 68m HASTA 34m
DESDE 5MN AL PUNTO DE REFERENCIA DE APROXIMACIÓN	1	FA	DESDE 85m HASTA 30m	18m
DESDE 5MN AL PUNTO DE REFERENCIA DE APROXIMACIÓN	2	FA	DESDE 85m HASTA 12m	12m
	(*)	IA	100m	68m
DESDE EL PUNTO DE REFERENCIA DEL ACIMUT DE CURSO POSTERIOR HASTA 5NM	1 Y 2	IA/FA	100m	68m
DESDE 5NM DEL PUNTO DE REFERENCIA DEL ACIMUT POSTERIOR HASTA 20NM	1	IA	DESDE 100m HASTA 250m	DESDE 34m HASTA 68m

(1) Medida sobre la prolongación del eje de pista.

(*) Desde 5NM al punto de referencia de aproximación, y en el volumen de cobertura del subsistema de Acimut Posterior, el modo IA podrá utilizarse cuando el modo FA no esté operativo.

- Con el ángulo acimutal el error PFE no excederá, en los bordes del sector, de 1.5 veces el valor obtenido en la prolongación del eje de pista.
- El CMN no excederá del valor obtenido en la prolongación del eje de pista en todo el sector acimutal.
- Con el ángulo de elevación el PFE y el CMN no se degradarán.
- En la región de pista los errores serán los indicados anteriormente para el punto de referencia de aproximación.

4.7.- EQUIPO DE A BORDO DME.

El equipo de a bordo DME genera las señales de interrogación y recibe y procesa las señales de respuesta procedentes de la estación de tierra. Una vez procesadas las respuestas se determina la distancia que se presenta al piloto y, en su caso, se aplica al navegador de a bordo.

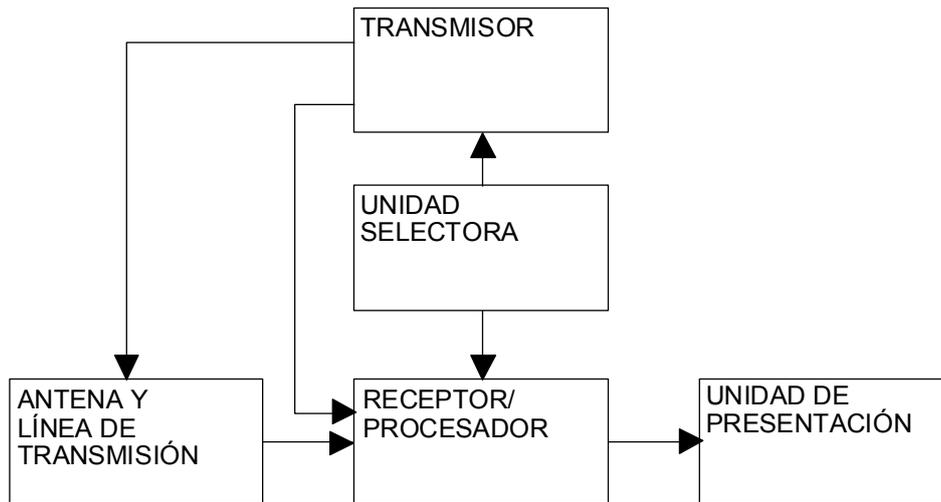


Fig. 4.21.- Esquema general de un equipo de a bordo DME (interrogador)

4.7.1.- Antena, Línea de Transmisión y Unidad Selectora.

La **antena** es común para el transmisor y receptor y sus características más importantes son:

- Banda de trabajo de 960 a 1215 Mhz.
- Polarización vertical.
- Diagrama de radiación omnidireccional.

La ubicación normal de la antena es la parte inferior del fuselaje, lo suficientemente alejada de la antena del transpondedor SSR y está constituida por un dipolo, protegido por un radomo.

La **línea de transmisión** es, usualmente un cable coaxial de bajas pérdidas que conecta la antena con el bloque de circuitos.

La **unidad selectora** de canales para la obtención de información de distancia a una determinada estación de tierra.

Normalmente, la selección de frecuencias se realiza mediante la unidad selectora VOR, que dispone de un mando para sintonizar el equipo de a bordo con una determinada estación VOR. Esta operación es posible debido a la asociación de frecuencias establecidas por OACI.

4.7.2.- Transmisor.

Esta unidad es la encargada de generar las señales de interrogación.

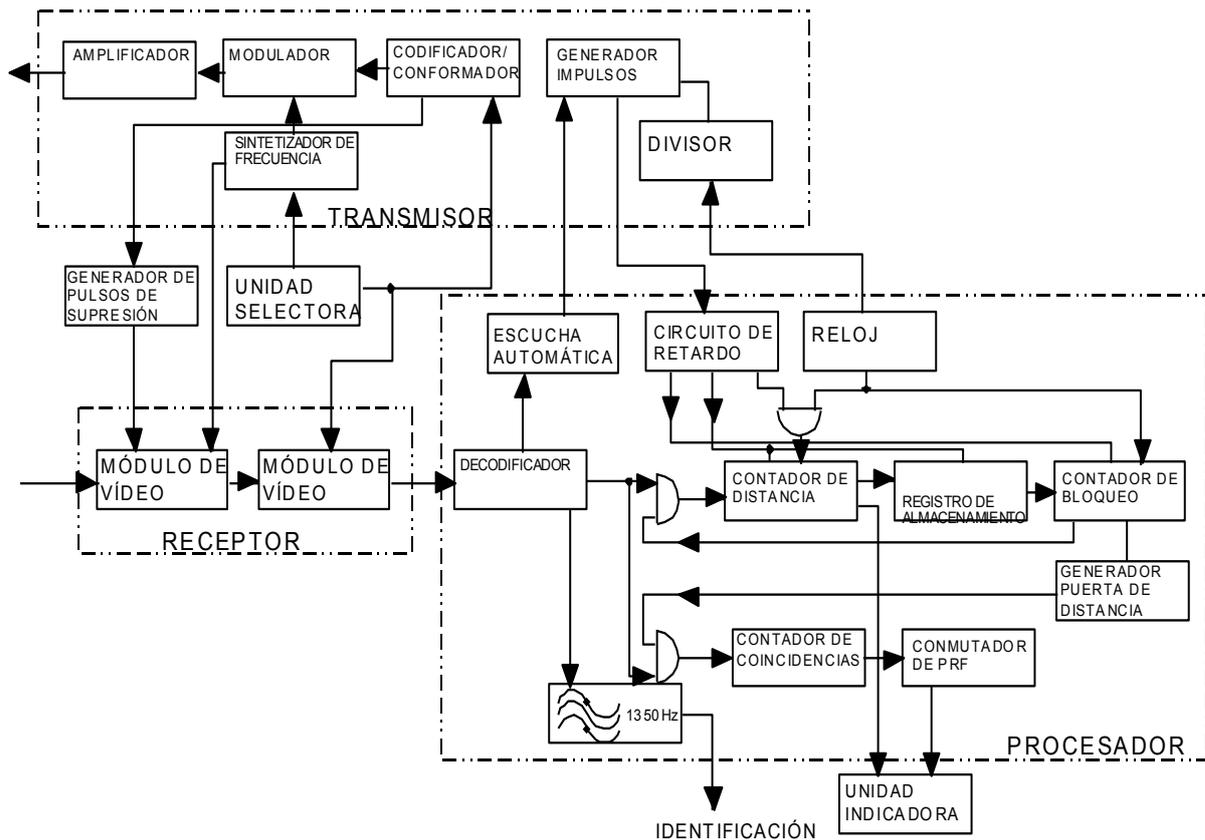


Fig. 4. 22.- Diagrama de bloques del equipo de a bordo DME

La señal procedente del reloj se aplica a un generador de impulsos aleatorios que proporciona señales de sincronismo al codificador/conformador y circuitos de retardo. Se mantienen los niveles medios de repetición tanto en búsqueda como en seguimiento vistas en las señales en el espacio vistas antes.

Las señales de sincronismo, junto con la información del canal seleccionado aplicadas al codificador/conformador desencadenan la generación de impulsos.. Este, envía, además, una señal de activación la generador de impulsos de supresión para inhibir las respuestas del respondedor del radar secundario.

4.7.3.- Receptor/Procesador.

Las características principales del receptor/procesador son las indicadas a continuación.

El **receptor** tiene la misión de amplificar la señal, convertir su frecuencia y detectar los impulsos de las señales de respuesta recibidas.

El funcionamiento del receptor (módulos de rf y vídeo) es análogo al del respondedor convencional, incorporando en este caso el circuito de inhibición del receptor, cuando a éste se le aplica una señal apropiada procedente del transpondedor del SSR, que indica el inicio de una emisión de pulsos SSR de respuesta.

El **procesador** tiene la misión de determinar la distancia entre la aeronave y la estación de tierra DME.

El funcionamiento del decodificador es análogo al del respondedor convencional y proporciona a la salida un impulso siempre que la señal recibida presente sus impulsos con la anchura y separación correctas. Este impulso se aplicará a los circuitos de escucha automática, filtro pasa banda y calculador de distancia.

El circuito de escucha automática, inhibir las interrogaciones de a bordo hasta no haberse recibido unas 400 respuestas, se activa cuando se pone en funcionamiento el interrogador o cuando cambie el canal.

El calculador de distancia mide el tiempo transcurrido entre una interrogación y su respuesta, a través de la expresión:

$$d = 150 \cdot (t - \tau)$$

en donde:

t: tiempo medido entre una interrogación y respuesta.

τ : retardo del interrogador.

Una vez levantado el bloqueo del transmisor, por la escucha automática, éste comienza a emitir interrogaciones con el período medio de repetición correspondiente a la fase de búsqueda. Durante esta fase el interrogador trata de identificar las respuestas a sus propias interrogaciones, dentro de todas las procedentes del respondedor. El principio empleado para distinguir las respuestas propias de las demás es el de la "ventana deslizante": período de tiempo del orden de unos μ s que se va desplazando desde el instante en que se emite la interrogación (origen de tiempos).

La relación entre el número de impulsos que se han contado, dentro de la ventana deslizante, en relación al número de interrogaciones emitidas es el que determina la localización o no de la respuesta correspondiente.

La **fase de búsqueda** consiste en que, en un instante t_0 , se emite una interrogación y, transcurrido un tiempo t_0' , se recibe una respuesta, y así sucesivamente.

La interrogación n se transmite en el instante t_n y se recibe una respuesta correspondiente t_n' , pero este tiempo es análogo al transcurrido en recibir la respuesta a la interrogación n-1. En este caso podemos indicar, en primera aproximación, que las respuestas recibidas corresponden a las interrogaciones emitidas a reserva de subsiguientes comprobaciones (cuenta de confianza).

La **fase de seguimiento** comienza cuando el número de impulsos generador contabilizados por el contador de coincidencias supera el umbral establecido (sabemos que las respuestas recibidas corresponden a las interrogaciones) y entonces:

- Se elimina la bandera de indicación de distancias.
- Se presenta la distancia.
- Se disminuye la frecuencia de las interrogaciones.
- Se activa la función de memoria.

El contador de confianza, una vez que la cuenta ha alcanzado el umbral, sigue incrementando su contenido hasta alcanzar un valor de entre 5 y 10. Este contador disminuye cuando no existe

una coincidencia (se presenta la distancia correspondiente a la coincidencia anterior o ésta se varía en función de la velocidad relativa avión-estación DME)

Si la cuenta de confianza disminuye por debajo del umbral preestablecido, el interrogador volverá a la fase de búsqueda:

- Se presenta la bandera en el indicador.
- Se aumenta la frecuencia de interrogación.

Los impulsos correspondientes a posibles respuestas a un impulso de interrogación (master trigger) tienen una secuencia de generación aleatoria, es decir, el tiempo de repetición no es constante, sino que oscila sobre un valor medio de unos 120-150 pps en búsqueda y 25-30 pps en seguimiento.

En el caso de 150 pps cada "master trigger" se produce a intervalos medios de $1/150$ sg ($\sim 6660\mu\text{s}$), mientras que para una "espera" de respuestas procedentes del equipo de tierra, dentro del volumen de cobertura (~ 200 NM) se requieren solo unos $2400\mu\text{s}$, lo que significa que durante más de $4000\mu\text{s}$ por exploración, el receptor del equipo de tierra, puede ignorar las respuestas.

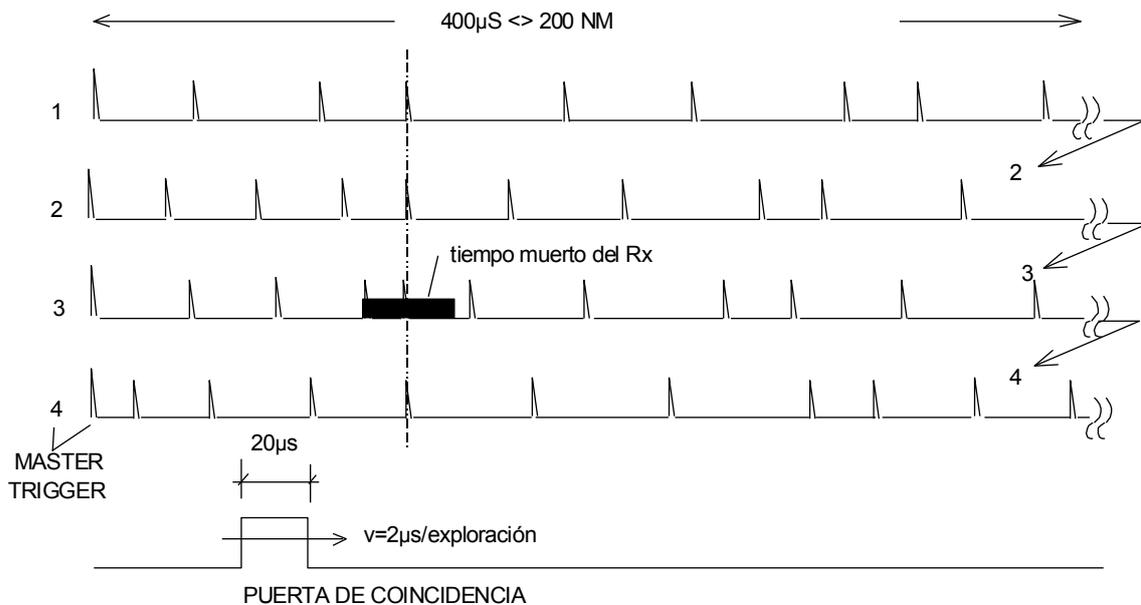


Fig. 4.23.- Impulsos decodificados por un receptor embarcado de DME.

Denominemos T_0 al tiempo requerido para esperar respuestas a interrogación propia dentro del volumen de cobertura ($\sim 2400\mu\text{s}$) y f_m a la frecuencia de generación de pares de pulsos del equipo de tierra (2700 ó 4800 pps).

El número medio de estos pares pulsos que, como máximo, serán decodificados y convertidos en impulsos presentes a la salida del receptor será:

$$p = T_0 f_m \quad (4.4)$$

por cada explotación de $2400\mu\text{s}$ son del orden de unos:

12 impulsos para 4800 pps
7 impulsos 2700 pps.

Cada respuesta propia (correspondiente a una interrogación del equipo de a bordo) aparecerá muy próxima en torno al instante de referencia que determina el intervalo de tiempo con relación al "master trigger".

Si consideramos que cualquier respuesta es consecuencia de una interrogación (propia o ajena, es decir, coherente o no coherente), el receptor del equipo de tierra habrá permanecido inhibido, posteriormente, durante el tiempo muerto de este (T_m).

Así pues, la probabilidad de que la respuesta a una interrogación propia quede enmascarada por una interrogación ajena vendrá dada por:

$$Q_1 = \frac{pT_m}{T_0} \quad (4.5)$$

es decir, la relación entre el tiempo ocupado por el conjunto de las respuestas (pT_m) y el tiempo total (T_0) en el que se esperan respuestas.

La probabilidad complementaria ($P_1=1-Q_1$) es la probabilidad de detectar una respuesta coherente (la respuesta a una interrogación propia no esté enmascarada por una respuesta no coherente)

Por otra parte, la probabilidad de que una respuesta no coherente coincida en el tiempo en la ventana deslizante dependerá de la duración de esta puerta de tiempo, en relación al tiempo total T_0 , es decir:

$$Q_2 = \frac{pT_c}{T_0} \quad (4.6)$$

La probabilidad complementaria ($P_2=1-Q_2$) representa la probabilidad de que una respuesta no coherente no coincida con la ventana deslizante.

La probabilidad de que 2 respuestas no coherentes consecutivas enmascaren una respuesta propia será Q_1^2 . Del mismo modo se puede decir que, la probabilidad de que 2 respuestas coincidan en el intervalo de tiempo definido por la ventana deslizante será Q_2^2 .

Las probabilidades complementarias P_1^2 y P_2^2 representan, respectivamente, las probabilidades de detectar dos respuestas coherentes consecutivas y que, si son no coherentes, no coincidan con la ventana deslizante.

En general, la probabilidad de detectar en (e) interrogaciones propias, (m) respuestas coherentes vendrá dada por:

$$P_1(m/e) = \sum_{i=0}^{i=(e-m)} \binom{e}{i} P_1^{e-i} Q_1^i \quad (4.7)$$

Mientras que la probabilidad de que sea una respuesta falsa; (m) respuestas no coherentes coincidan con la ventana deslizante en (e) exploraciones:

$$Q_2(m/e) = \sum_{i=0}^{i=(e-m)} \binom{e}{i} Q_2^{e-i} P_2^i \quad (4.8)$$

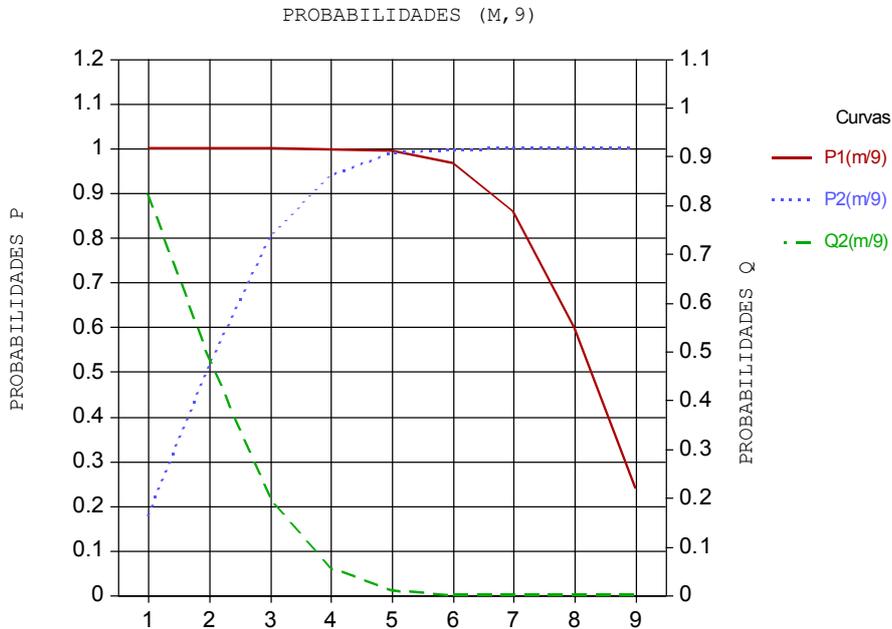


Fig. 4.24.- Variaciones de las probabilidades de detección de respuestas propias y ajenas

Según la gráfica vemos que si se desea que la probabilidad de detectar respuestas no coherentes sea muy pequeña, hay que aumentar el valor de m , con lo que la probabilidad de detección de respuestas propias disminuye.

Valores de compromiso de m pueden ser 5 ó 6 que dan como resultado valores altos en la detección de respuestas propias, mientras que, las probabilidades de que sean respuestas falsas, son bastantes bajas.

Esta situación puede darse con una "ventana deslizante" de $20\mu\text{s}$ de anchura a la que se desplaza $2\mu\text{s}$ por exploración (cada $1/150\text{sg}$) manteniendo así la ventana abierta para hasta 10 respuestas de coincidencia y durante un barrido completo de la ventana deslizante de 8sg para 200NM . (con régimen de 150pps).

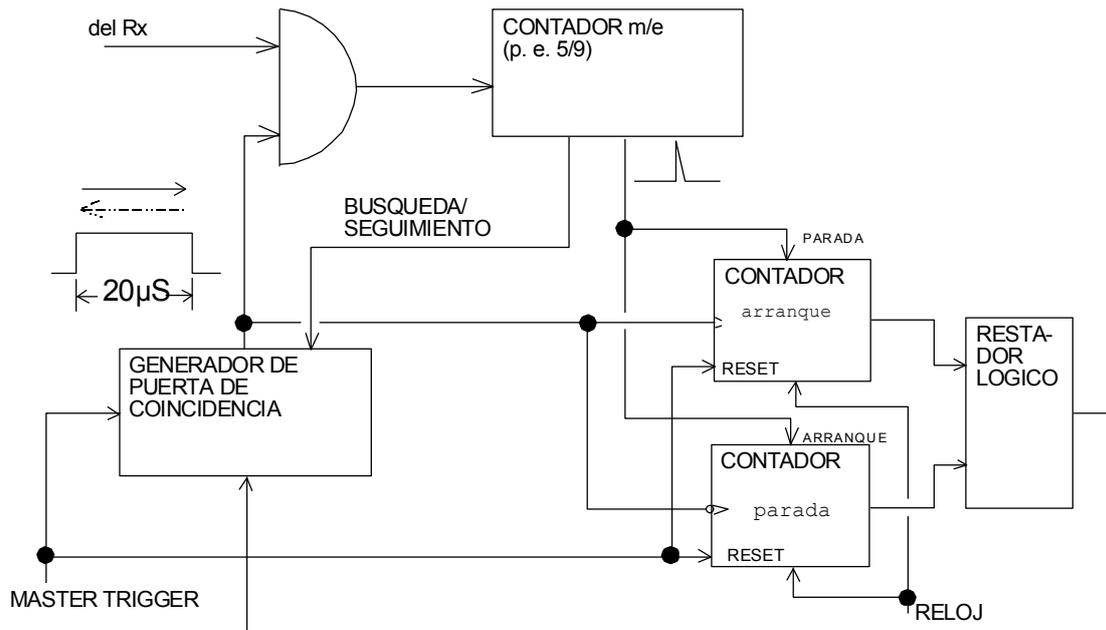


Fig.4.25.- Circuito de detección de respuestas a interrogaciones propias correspondientes al procesador de video

Durante la **fase de búsqueda** la puerta de coincidencia permite que los pulsos del receptor pasen al contador 5/9 (en este caso) durante $20\mu\text{s}$ en cada exploración. Al mismo tiempo, esta puerta de coincidencia se retrasa en cada exploración $1\mu\text{s}$, respecto del master trigger. Si en 9 exploraciones 5 o más pulsos han pasado la puerta a la entrada del contador 5/9, entonces este mandará un mensaje al generador de la puerta de coincidencia, indicándole que la fase de búsqueda ha concluido.

Durante la **fase de seguimiento**, el generador de la puerta de seguimiento adelanta o atrasa ésta en función del resultado de la resta de la cuenta de los contadores que miden respectivamente los intervalos de tiempo entre el frente de subida de la puerta de coincidencia y la aparición del pulso y, entre éste y el frente de caída de la puerta.

4.7.4.- Unidad Indicadora.

La información obtenida del procesador de señales del interrogador se realiza generalmente en el indicador de situación horizontal (HSI).

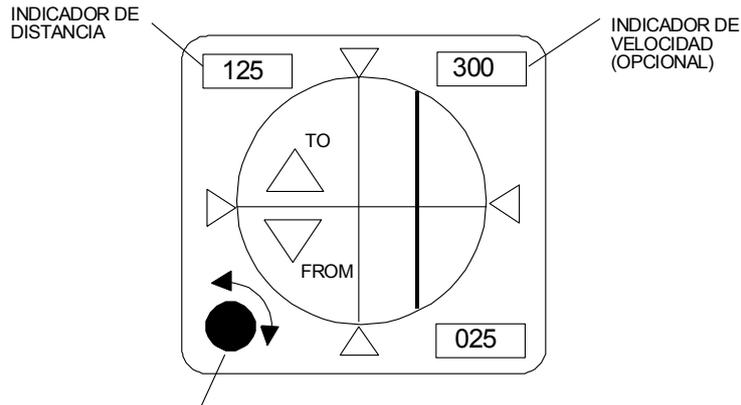


Fig.4.26.- Indicador de situación horizontal (HSI) con indicación de distancia y velocidad DME

El HSI puede presentar adicionalmente, a petición del piloto, la velocidad relativa estación DME/aeronave respecto del suelo o el tiempo hasta la estación, a partir de las variaciones de distancia registradas por el equipo de a bordo.

4.8.- ALGUNOS PARÁMETROS CARACTERÍSTICOS DEL DME.

El **número de respuestas recibidas** o esperables en el equipo de a bordo por cada interrogación se puede establecer de la siguiente forma:

Considérese una cobertura de 200NM y un régimen del respondedor constante y de 200 pps.

El tiempo requerido para recibir una respuesta de un avión es, despejando de la (4.2):

$$t = \frac{s}{v} 2$$

sustituyendo en la distancia (s) el valor de 200NM se tiene un tiempo requerido para recibir la respuesta como máximo de $T_0=2400\mu s$.

El número de respuestas esperables en este intervalo de tiempo dependerá del régimen de respuestas del respondedor:

$$N = T_0 \cdot (pps)_{res}$$

Sustituyendo el régimen de respuestas por $(pps)_{res}=2700$, resulta $N=7$ respuestas.

El **tiempo requerido para la función de búsqueda** se puede obtener suponiendo que se adopta la necesidad de 5 respuestas consecutivas para finalizar la búsqueda, considerando un régimen de interrogaciones de 150 pps. Supondremos, asimismo, el caso medio en que el avión se encuentra en el punto medio de alejamiento del volumen de cobertura y que la ventana deslizante se desplaza a $2\mu s$ por exploración. En estas condiciones, la expresión del tiempo medio requerido para la función de búsqueda será:

$$T_B = (5 \text{ respuestas}) \cdot \frac{1200 \mu s}{150 \text{ pps} \cdot 2 \mu s} = 20 \text{ s}$$

El **número de bits** que deben emplearse, como mínimo, en los equipos DME convencional y de precisión están relacionados con la resolución y la distancia máxima medible por el instrumento de a bordo.

Tomando 400 NM como la máxima distancia medible, tenemos unos valores de:

12 bits con resoluciones compatibles con la precisión establecida de 0,1 NM

17 bits con resoluciones compatibles con la precisión establecida de 7 m

4.9.- ERRORES DEL SISTEMA DME.

Los errores en el DME, como en otros sistemas radioeléctricos, son clasificables en:

- Instrumentales.
- De equipo de tierra.
- De equipo de a bordo.
- De propagación.

SEGMENTO	FUENTE DE ERROR	ORIGEN
EQUIPO DE A BORDO	RECEPTOR	INTERFERENCIAS QUE DIFICULTAN EL CÁLCULO CORRECTO DEL TIEMPO DE LLEGADA. RUIDO
	PROCESADOR	CONVERSIÓN ANALÓGICO/DIGITAL. REDONDEO. DERIVA DEL RELOJ DE PRECISIÓN
EQUIPO DE TIERRA	RECEPTOR	INTERFERENCIAS QUE DIFICULTAN EL CÁLCULO

		CORRECTO DEL TIEMPO DE LLEGADA. RUIDO
	TRANSMISOR	RETARDO EN LA EMISIÓN DE LAS SEÑALES DE RESPUESTA.
PROPAGACIÓN	OBSTÁCULOS	REFLEXIÓN. DIFRACCIÓN.

4.10.- CRITERIOS DE EMPLAZAMIENTO DEL RESPONDEDOR.

El DME de tierra se instala, generalmente, asociado con las radioayudas VOR, ILS, MLS y NDB condicionando su emplazamiento.

En su asociación con **VOR** deben de satisfacerse los requisitos siguientes de separación entre antenas:

TIPO DE VOR	SITUACIÓN DE LA ANTENA DME
RUTA	COAXIAL CON LA ANTENA VOR. DESCENTRADA, CON UNA SEPARACIÓN IGUAL Ó INFERIOR A 600m.
AREA TERMINAL	COAXIAL CON LA ANTENA VOR. DESCENTRADA, CON UNA SEPARACIÓN INFERIOR A 30m (CVOR) Ó ENTRE EL BORDE DE LA CONTRAANTENA Y 80m MEDIDOS DESDE LA ANTENA CENTRAL.

En el caso del **ILS**, generalmente, el DME se situará en el mástil soporte de las antenas del subsistema GP y en el espacio comprendido entre dos de ellas, siendo, en este caso, la antena del DME directiva. También puede ubicarse en el Localizador (LZ), albergando el equipo respondedor en la caseta de este equipo.

Cuando el ILS proporciona prestaciones de categoría III es deseable que la antena del DME se instale en las proximidades de la caseta que alberga a la GP, en un mástil independiente situado a unas distancias:

- Transversalmente: entre 60m del eje de pista y el mástil de la antena de la GP.
- Longitudinalmente: entre 3m y 10m por delante de las antenas de la GP.

En su asociación con el **MLS**, la antena del DME se ubica generalmente en la parte superior de la caseta del AZ, siempre que no se vulnere la superficie de aproximación interna. En el caso de que esta ubicación no sea factible, se instalará sobre un mástil soporte situado a una distancia entre

15 y 20 m de la estación AZ.

En su asociación con **NDB**, la separación típica entre antenas es entre 30 y 80m.

4.11.- BREVE REFERENCIA AL TACAN.

Un TACAN (Tactical Aerial Navigation) es una ayuda a la navegación aérea de origen militar que proporciona a un receptor adecuado información ρ - θ (radio/acimutal).

En realidad, el Tacan está constituido por un DME con un sistema de antena que produce un DDR dinámico para generar la señal de fase variable de manera análoga a un CVOR.

En el caso de que el DDR dinámico sea generado por un Sistema radiante giratorio, el equipo de tierra está constituido por un DME al que se le añaden:

- Un elemento parásito vertical y paralelo a la antena que gira a su alrededor a 900 r.p.m. generando un DDR, modulado en amplitud de 15 Hz.
- Nueve elementos parásitos verticales y paralelos a la antena que giran sobre un cilindro, solidariamente con el anterior a 900 r.p.m. y generando un DDR, modulado en amplitud por 135 Hz.
- Pulsos de referencia a 15 Hz y 135 Hz para establecer las fases de referencia de las señales variables anteriores.

Los pulsos de referencia de 15 Hz anteriores se emiten cada vez que el máximo del DDR pasa por el Este.

Los sistemas Tacan de tierra actuales utilizan antena estática, dotada de dispositivos de conmutación, con lo que se obtienen DDR de giro electrónico, con idénticas características a los obtenidos mecánicamente.

Esta antena está formada por:

- dipolo central, situado en el centro de la placa soporte, que se encarga de radiar la señal de R.F. procedente del equipo.
- Un anillo interior, constituido por 12 elementos parásitos, que produce la modulación espacial de 15Hz.
- Un anillo exterior, constituido por 32 elementos parásitos, que produce la modulación espacial de 135Hz.

Las modulaciones de 15 y 135 Hz se producen por conmutaciones binarias de diodos PIN conectados a los pequeños elementos parásitos. Estos dispositivos absorben, o no, energía procedente del dipolo central, en función de la impedancia de antena determinada por el diodo PIN.

Cuando el diodo se polariza negativamente se comportará como un condensador, no permitiendo el paso de corriente y, en consecuencia, haciendo que la impedancia sea infinita. En

caso contrario, polarizado positivamente, el diodo conduce y por ello se producirá una absorción de energía que será máxima cuando ambas resistencias, del diodo y de radiación del elemento parásito sean iguales.

A pesar de que la determinación de acimut por el Tacan da mayor precisión que el VOR su empleo, excepto en algunos Estados, se circunscribe al entorno militar.

PROBLEMAS:

4.1.- Determinar los retardos correspondientes a un eco (ó respuesta), de un blanco situado a $d=50\text{km}$, a una interrogación en los siguientes casos:

- La interrogación y la respuesta siguen ambas el camino directo.
- La interrogación sigue el camino directo, pero la respuesta llega reflejada sobre un obstáculo situado a 5km y 301 respecto de la línea directa y desde el interrogador.
- Tanto la interrogación como la respuesta proceden de las reflexiones sobre el obstáculo anterior.

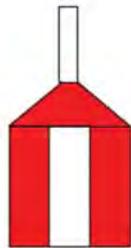
4.2.- Determinar la capacidad de un equipo de tierra DME, medida en número de aviones que es capaz de tratar simultáneamente, en función de la relación entre el tiempo medio que tarda en pasar del régimen de búsqueda al de seguimiento y el tiempo medio que el avión se mantiene bajo la cobertura del DME.

4.3.- Determinar el valor (ó valores) del número de respuestas (m) en 6 interrogaciones de forma que la probabilidad de detectar una respuesta propia, y la probabilidad de que la detección no corresponda a respuestas incoherentes, sean ambas >0.9 .



DME

(Distance Measuring Equipment)



Tiempo= 01

24/11/2011



DME



Índice

1. Generalidades
 - La radioteleetría en la navegación aérea
 - Tipos DME
 - Aplicación del DME en el SNA
2. Frecuencias del DME
3. Funcionamiento del DME
 - Principio funcionamiento
 - Retardo del transpondedor
 - Función búsqueda y seguimiento
 - Características de los impulsos
4. Componentes básicos de un DME.
5. Especificaciones DME
6. Ejercicio DME



Índice

1. Generalidades

- La radioteleetría en la navegación aérea
- Tipos DME
- Aplicación del DME en el SNA

2. Frecuencias del DME

3. Funcionamiento del DME

- Principio funcionamiento
- Retardo del transpondedor
- Función búsqueda y seguimiento
- Características de los impulsos

4. Componentes básicos de un DME.

5. Especificaciones DME

6. Ejercicio DME



1. Generalidades

- La radioteleetría en la navegación aérea

DME (Distance Measuring Equipment), es un sistema de Ayuda a la Navegación de Aviación Civil de alcance medio que permite que las aeronaves midan su distancia desde un punto de referencia en tierra.

Equipo Medidor de Distancia

La información de distancia entre el DME y la posición de la aeronave se obtiene al medir el intervalo de tiempo entre la interrogación y la recepción.



DME



1. Generalidades

- La radiotelemetría en la navegación aérea

Se ha considerado siempre como un sistema secundario ya que solamente nos define una esfera y para marcar un punto necesitaría de otra radioayuda:

- *VOR/DME*
- *NDB/DME*
- *ILS/DME*
- *MLS/DME*



5



DME



1. Generalidades

- La radiotelemetría en la navegación aérea

Se ha considerado siempre como un sistema secundario ya que solamente nos define una esfera y para marcar un punto necesitaría de otra radioayuda:

- *VOR/DME*
- *NDB/DME*
- *ILS/DME*
- *MLS/DME*



6



1. Generalidades

- La radioteleetría en la navegaci3n a3rea

Se ha considerado siempre como un sistema secundario ya que solamente nos define una esfera y para marcar un punto necesitaría de otra radioayuda:

- *VOR/DME*
- *NDB/DME*
- *ILS/DME*
- *MLS/DME*



1. Generalidades

- La radioteleetría en la navegaci3n a3rea

Se ha considerado siempre como un sistema secundario ya que solamente nos define una esfera y para marcar un punto necesitaría de otra radioayuda:

- *VOR/DME*
- *NDB/DME*
- *ILS/DME*
- *MLS/DME*

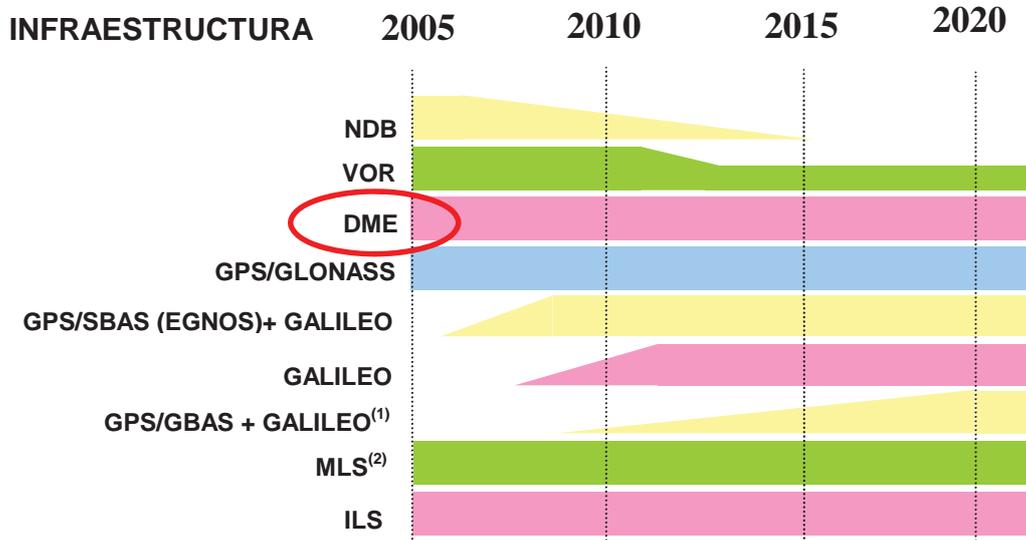




1. Generalidades

- La radioteleetría en la navegaci3n a3rea

Evuci3n de la infraestructura de Navegaci3n



⁽¹⁾ CAT I prevista para el 2009; CAT II/III prevista para el 2015
⁽²⁾ Donde sea econ3mica y operacionalmente viable



Índice

1. Generalidades

- La radioteleetría en la navegaci3n a3rea
- Tipos DME
- Aplicaci3n del DME en el SNA

2. Frecuencias del DME

3. Funcionamiento del DME

- Principio funcionamiento
- Retardo del transpondedor
- Funci3n b3squeda y seguimiento
- Características de los impulsos

4. Componentes b3sicos de un DME.

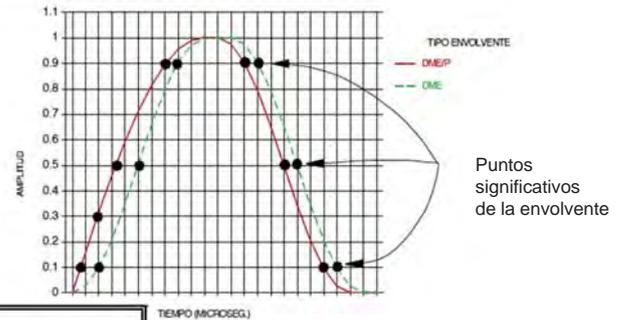
5. Especificaciones DME

6. Ejercicio DME



1. Generalidades

- Tipos de DME
 - DME/N
 - Canales X, Y
 - DME/P
 - Canales X, Y, Z, W



CARACTERÍSTICAS	DME	DME/P
FORMA DE LA ENVOLVENTE DEL IMPULSO DE RF	$\cos^2/\cos^2(1)$	$\cos/\cos^2(1)$
MODOS DE FUNCIONAMIENTO	UNO	DOS: (2) IA (INITIAL APPROACH) FA (FINAL APPROACH)
PRECISIÓN	LA MAYOR ENTRE 370m Y EL 0.25% DE LA DISTANCIA	EN EL PUNTO DE REFERENCIA DE APROXIMACIÓN PARA EL MODO FA : NORMA 1: 30m (3) NORMA 2: 12m

(1) La notación A/B indica que los flancos de subida y bajada.

(2)
IA: $8\text{NM} < d < \text{límite cob.}$
FA: $0\text{NM} < d < 7\text{NM}$

Norma 1:
PEF=30m CMD=18m
Norma 2:
PFE=12m CMD=12m

PFE: Percent Fractional Error
CMN: Common Mode Noise

11



Índice

1. Generalidades
 - La radioteleetría en la navegación aérea
 - Tipos DME
 - Aplicación del DME en el SNA
2. Frecuencias del DME
3. Funcionamiento del DME
 - Principio funcionamiento
 - Retardo del transpondedor
 - Función búsqueda y seguimiento
 - Características de los impulsos
 - Modos de funcionamiento canales X e Y
4. Componentes básicos de un DME.
5. Especificaciones DME
6. Ejercicio DME



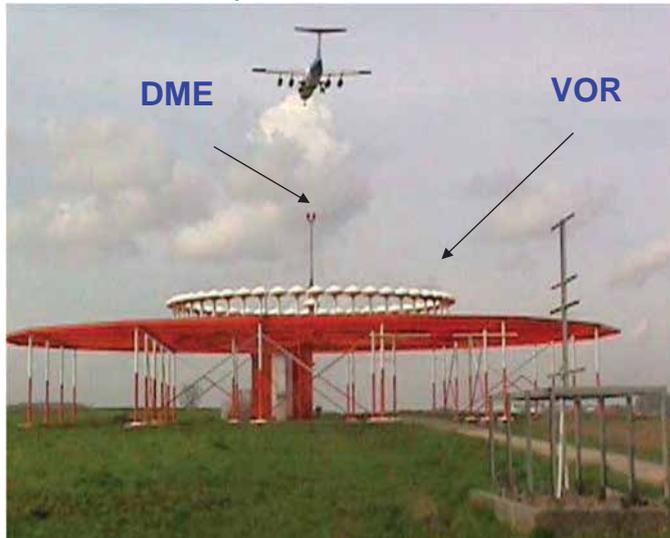
DME



1. Generalidades

- Aplicación del DME en el SNA

Emplazado junto con un VOR, dando lugar a una estación VOR-DME, proporcionando a las aeronaves que se encuentren dentro de su volumen de cobertura de ambos equipos la información de **acimut y distancia** (ρ y θ)



13



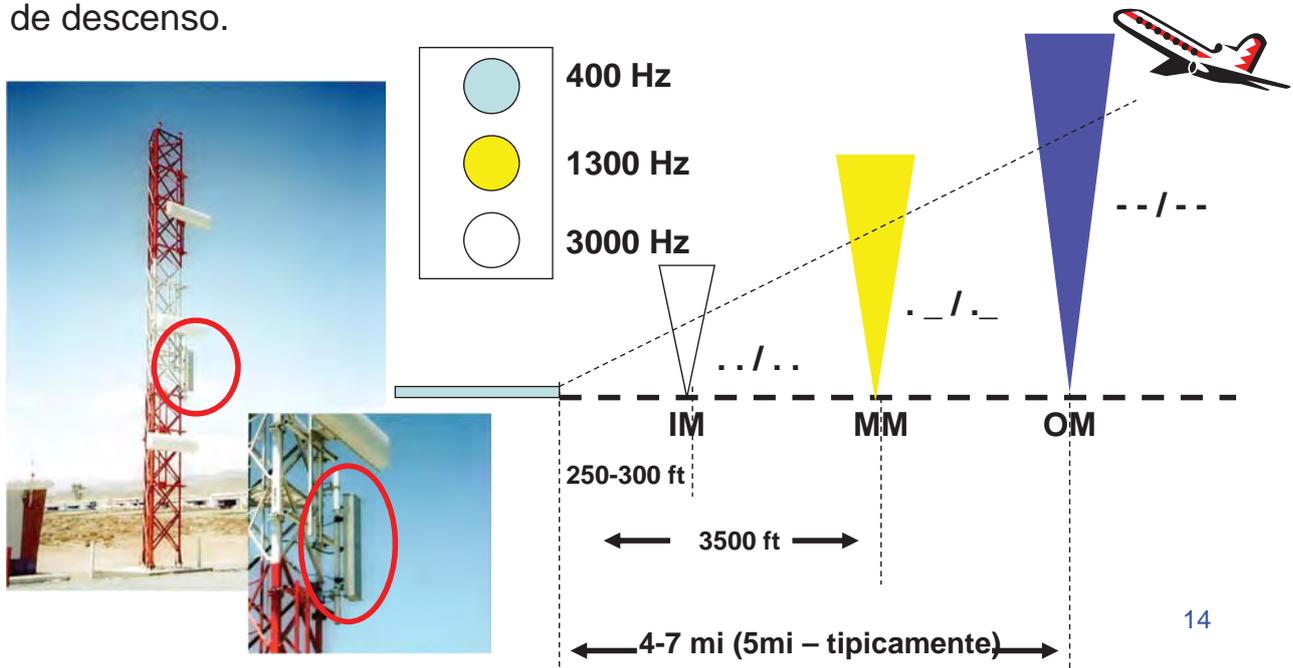
DME



1. Generalidades

- Aplicación del DME en el SNA

Proporcionar la **función distancia** en el ILS como sustituto de las **radiobalizas** (OM, MM e IM), ubicándose en este caso junto con la senda de descenso.



14

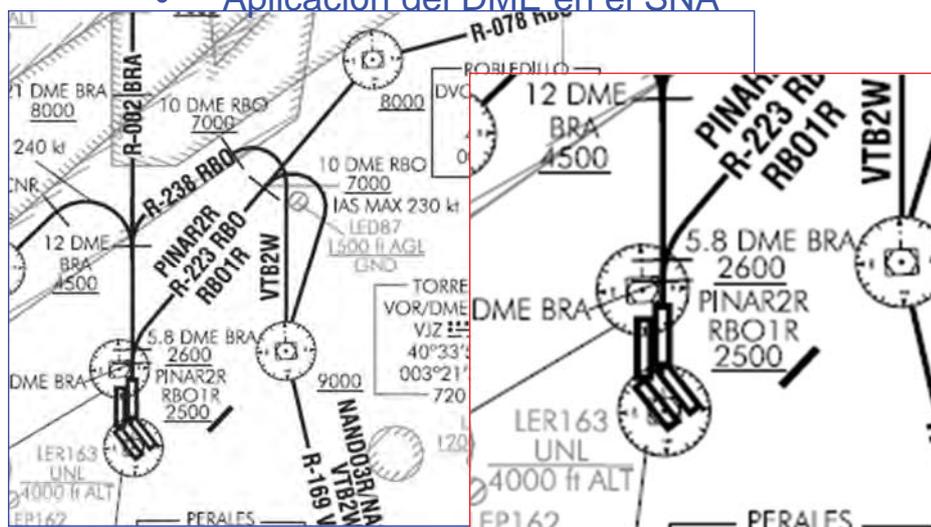


DME



1. Generalidades

- Aplicación del DME en el SNA



Salida NASOS TRES ROMEO (NASOS3R).

Subir en rumbo magnético 017° directo a cruzar 5,8 DME BRA a 2600ft o superior, para interceptar y seguir R-223 RBO directo a cruzar 10 DME RBO a 7000ft o superior. * Virar a la derecha (IAS MAX en viraje 230 kt) directo a cruzar VOR/DME VJZ a 9000 ft o superior. Proceder por R-169 VJZ directo a NASOS.

Pendiente mínima de ascenso 6% hasta abandonar 9000 ft.

Autorización inicial ATC: Mantener 13000 ft y solicitar cambio de nivel en ruta



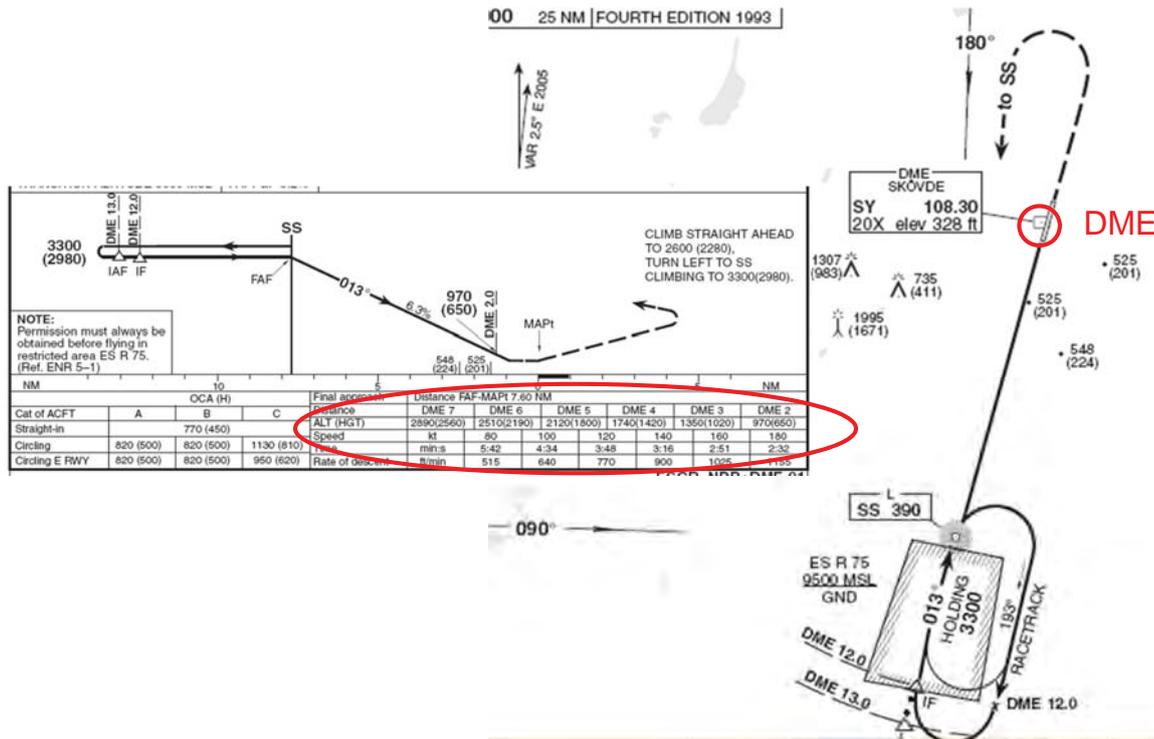
DME



1. Generalidades

- Aplicación del DME en el SNA

00 25 NM | FOURTH EDITION 1993

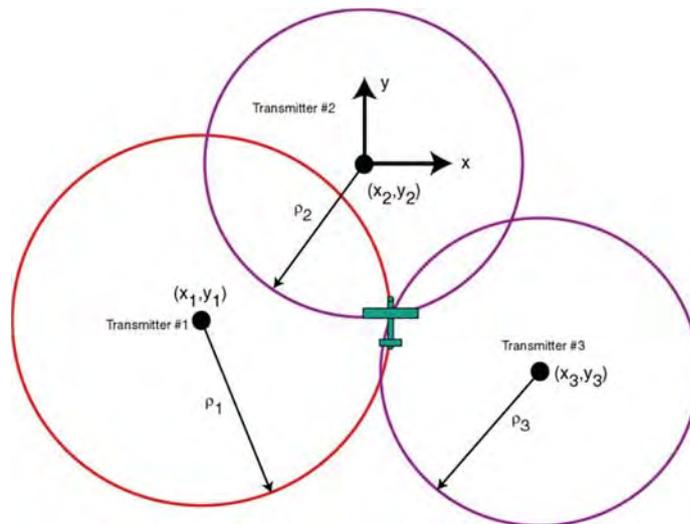




1. Generalidades

- Aplicación del DME en el SNA

Establecer posiciones de referencia en el sistema inercial (INS) y en la **navegación 2D** (requerida para la navegación de área -RNAV) para lo que es necesario sintonizar simultáneamente, al menos, 2 estaciones.



$$\rho_1^2 = (x - x_1)^2 + (y - y_1)^2$$

$$\rho_2^2 = (x - x_2)^2 + (y - y_2)^2$$

$$\rho_3^2 = (x - x_3)^2 + (y - y_3)^2$$



Índice

1. Generalidades

- La radioteleetría en la navegación aérea
- Tipos DME
- Aplicación del DME en el SNA

2. Frecuencias del DME

3. Funcionamiento del DME

- Principio funcionamiento
- Retardo del transpondedor
- Función búsqueda y seguimiento
- Características de los impulsos

4. Componentes básicos de un DME.

5. Especificaciones DME

6. Ejercicio DME

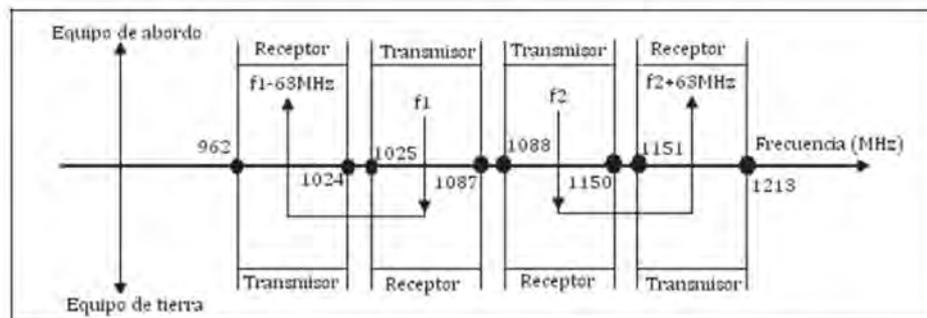


2. Frecuencias DME

La banda de frecuencia asignada al DME es la de 960 a 1215 MHz, con los canales contiguos separados 1 Mhz.

Se requiere, además, una frecuencia de interrogación y otra, separada 63 Mhz de la anterior, para la respuesta.

Por tanto, el número de canales disponibles será de 126 (pero se utilizan 2 codificaciones X e Y lo que dobla la capacidad).



21



Índice

1. Generalidades

- La radioteleetría en la navegación aérea
- Tipos DME
- Aplicación del DME en el SNA

2. Frecuencias del DME

3. Funcionamiento del DME

- Principio funcionamiento
- Retardo del transpondedor
- Función búsqueda y seguimiento
- Características de los impulsos

4. Componentes básicos de un DME.

5. Especificaciones DME

6. Ejercicio DME

22



DME



3. Funcionamiento del DME

- Principio de funcionamiento



Velocidad de propagación EEM:

$$c = \sqrt{\frac{1}{\epsilon_o \mu_o}} = 3 \cdot 10^8 \text{ ms}^{-1}$$

ϵ_o es la constante dieléctrica en el espacio libre
 μ_o es la permeabilidad magnética en el espacio libre



23

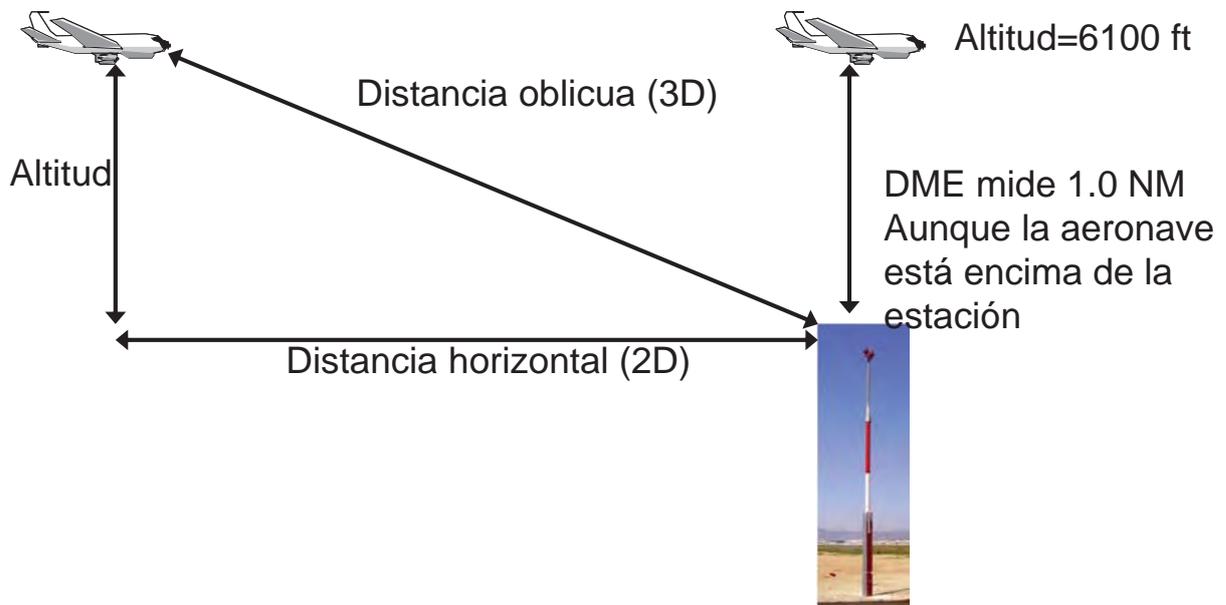


DME



3. Funcionamiento del DME

- Principio de funcionamiento



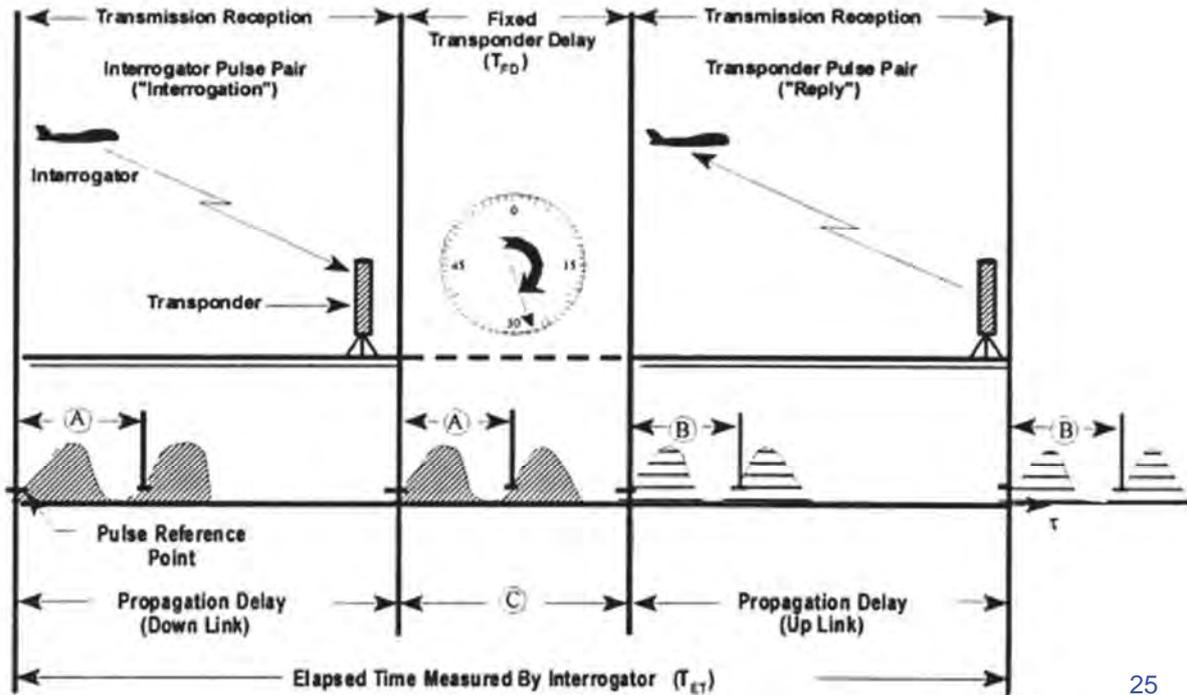


DME



3. Funcionamiento del DME

- Principio de funcionamiento



25

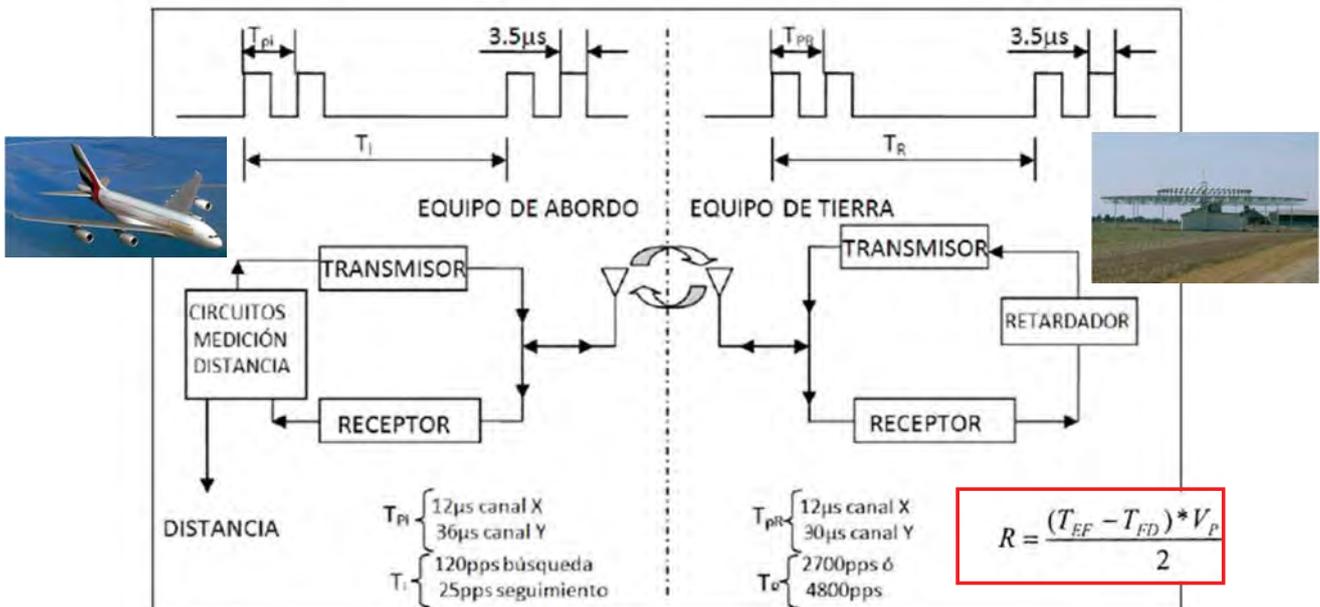


DME



3. Funcionamiento del DME

- Principio de funcionamiento



26



Índice

1. Generalidades

- La radioteleetría en la navegación aérea
- Tipos DME
- Aplicación del DME en el SNA

2. Frecuencias del DME

3. Funcionamiento del DME

- Principio funcionamiento
- Retardo del transpondedor
- Función búsqueda y seguimiento
- Características de los impulsos

4. Componentes básicos de un DME.

5. Especificaciones DME

6. Ejercicio DME



3. Funcionamiento del DME

- Retardo del transpondedor

El tiempo de retardo puede ser fijo o ajustable (DME/N).

La finalidad del tiempo de retardo es:

- Conseguir que el equipo de a bordo sea capaz de recibir los impulsos de respuesta en las proximidades de la estación
- Proporcionar tiempo para el cambio R/T.
- Trasladar fuera del emplazamiento de la instalación el origen de distancias, se puede forzar a un retardo ajustable entre 35 y 75 μ s.



DME



3. Funcionamiento del DME

Separación
entre pares de
impulsos (μs)

Retardo (μs)

Sufijo de canal	Modo de funcionamiento	Interrogación	Respuesta	Retardo (μs)	
				1er impulso TempORIZACIÓN	2º impulso TempORIZACIÓN
X	DME/N	12	12	50	50
	DME/P IA M	12	12	50	–
	DME/P FA M	18	12	56	–
Y	DME/N	36	30	56	50
	DME/P IA M	36	30	56	–
	DME/P FA M	42	30	62	–
W	DME/N	–	–	–	–
	DME/P IA M	24	24	50	–
	DME/P FA M	30	24	56	–
Z	DME/N	–	–	–	–
	DME/P IA M	21	15	56	–
	DME/P FA M	27	15	62	–

Ref.:Anexo 10
OACI Vol 1

Nota 1.— W y X se multiplexan a la misma frecuencia.

Nota 2.— Z e Y se multiplexan a la misma frecuencia.

29



DME



Índice

1. Generalidades

- La radioteleetría en la navegación aérea
- Tipos DME
- Aplicación del DME en el SNA

2. Frecuencias del DME

3. Funcionamiento del DME

- Principio funcionamiento
- Retardo del transpondedor
- Función búsqueda y seguimiento
- Características de los impulsos

4. Componentes básicos de un DME.

5. Especificaciones DME

6. Ejercicio DME

30



3. Funcionamiento del DME

- Función búsqueda y seguimiento

Función búsqueda:

- Periodo: comienza después de sintonizar.
- Régimen de repetición aleatoria de Interrogaciones:
 - DME/N: entre 120 a 150 pares de pulsos por segundo (pps)
 - DME/P: 40 pps
- Duración aproximada: 20 s.

Función seguimiento:

- Periodo: desde que el interrogador determina inicialmente la distancia aproximada.
- Régimen de repetición aleatoria de Interrogaciones:
 - DME/N: entre 15 a 30 pares de pulsos por segundo.
 - DME/P:
 - IA: 16 pps
 - FA: 40 pps



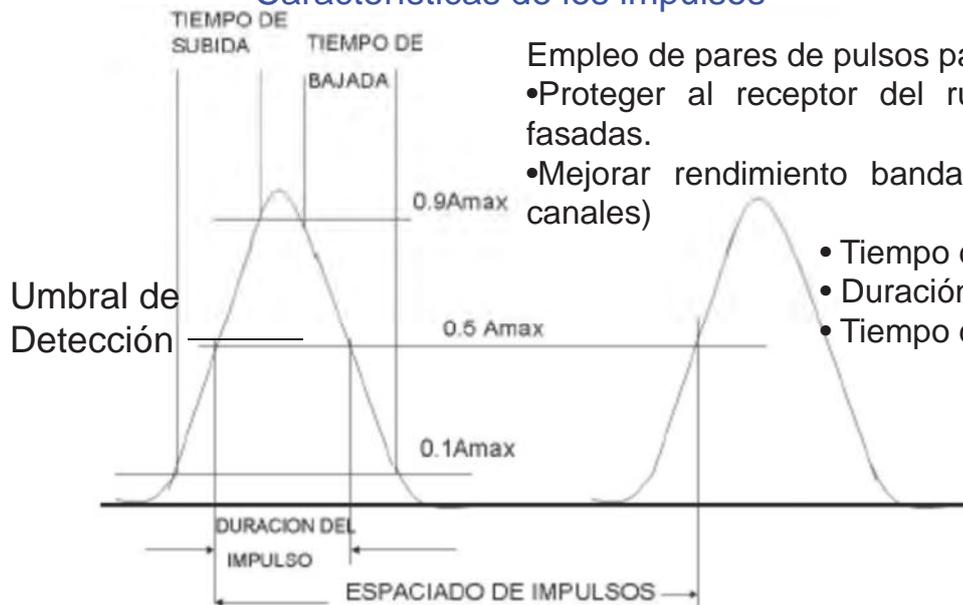
Índice

1. Generalidades
 - La radioteleetría en la navegación aérea
 - Tipos DME
 - Aplicación del DME en el SNA
2. Frecuencias del DME
3. Funcionamiento del DME
 - Principio funcionamiento
 - Retardo del transpondedor
 - Función búsqueda y seguimiento
 - Características de los impulsos
4. Componentes básicos de un DME.
5. Especificaciones DME
6. Ejercicio DME



3. Funcionamiento del DME

• Características de los impulsos



Empleo de pares de pulsos para:

- Proteger al receptor del ruido y de señales falsas.
- Mejorar rendimiento banda frecuencias (más canales)

- Tiempo de ascenso: 3,0 μ seg.
- Duración del impulso: 3,5 μ seg.
- Tiempo de descenso: <3,5 μ seg.

Duración del pulso: El tiempo entre 0,5A_{max}, cuyo valor será de 3.5 μ s \pm 0.5 μ s

Tiempo de subida del pulso: El tiempo que necesita para pasar del 0,1A_{max} al 0,9A_{max}, 0.8 μ s<ts<3 μ s.



Índice

1. Generalidades

- La radioteleetría en la navegación aérea
- Tipos DME
- Aplicación del DME en el SNA

2. Frecuencias del DME

3. Funcionamiento del DME

- Principio funcionamiento
- Retardo del transpondedor
- Función búsqueda y seguimiento
- Características de los impulsos

4. Componentes básicos de un DME.

5. Especificaciones DME

6. Ejercicio DME



4. Componentes básicos de un DME

El DME está compuesto por un **interrogador** (respondedor/receptor de UHF en la aeronave) y de un **respondedor** (respondedor/receptor en tierra).

Equipo de Tierra:

Antena: Formada por un conjunto de elementos radiantes del tipo dipolo. Utiliza polarización vertical, por lo tanto, ésta será perpendicular al terreno. Se emplea un tipo especial de antenas llamadas de cosecante al cuadrado (COSEC2), cuyo diagrama de radiación tiene la particularidad de tener igual ganancia para una misma altura.

Circulador: es un dispositivo basado en las propiedades conductoras de las ferritas. Tiene como misión aislar al receptor de las señales de respuesta generadas por la unidad transmisora.

Unidad de conmutación: Selecciona la unidad transmisora o receptora según corresponda.

Unidad receptora: capta la señal procedente de la aeronave (interrogación) y activa la unidad transmisora para generar la respuesta.



35



4. Componentes básicos de un DME

Unidad transmisora: Genera las señales de respuesta a una interrogación efectuada por las aeronaves, además genera pulsos squitter (pulsos emitidos por el DME para evitar que disminuya la eficiencia).

Unidad supervisora: Vigila que los parámetros de éste coincidan con las especificaciones técnicas del mismo.

Interrogador de prueba: genera señales de interrogación a solicitud de la unidad supervisora.

Unidad de control local: controla las operaciones de las diferentes unidades del equipo.

Subsistema de mantenimiento remoto: el cuál posee numerosas funciones, entre ellas determinar los fallos que producen alarmas de integridad, enviar la información a la unidad de control local, registrar avisos de mantenimiento, etc.



DME



4. Componentes básicos de un DME

Equipo de abordó:

Es el encargado de generar una señal de interrogación, así mismo recibe la respuesta del equipo de tierra permitiéndole determinar la distancia a éste, mediante la medida del tiempo de llegada de la respuesta. Está formado por las siguientes partes:

Antena: Formada por un dipolo, al igual que el equipo de tierra utiliza polarización vertical. Está ubicada en la parte inferior de la aeronave debido a que tiene que estar en línea de vista con la estación de tierra.

Línea de transmisión: Es un cable coaxial que conecta la antena con el bloque de circuitos.

Unidad selectora: Permite al piloto seleccionar el canal apropiado para conectar con un determinado equipo de tierra. Si la estación en tierra está formado por un VOR/DME sincronizado con VOR se asocia automáticamente el canal del DME. Lo mismo ocurrirá si la estación en tierra está formada por un ILS/DME. Esta operación es posible debido a la asociación de frecuencias de OACI.

37



DME



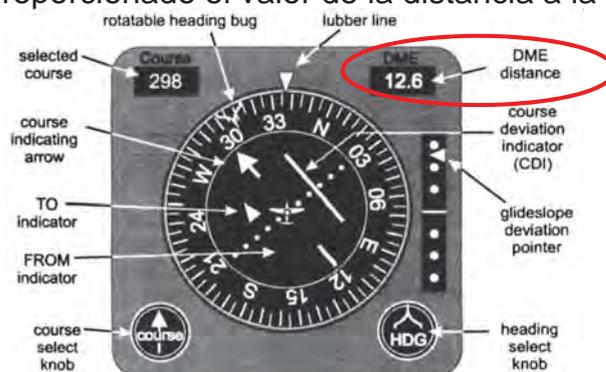
4. Componentes básicos de un DME

Transmisor: Genera la señales de interrogación.

Receptor: Es el encargado de amplificar la señal, convertir la frecuencia y detectar los impulsos de las señales de respuesta recibidas.

Procesador: Es el encargado de determinar la distancia entre la aeronave y la estación de tierra, transformando la separación de los pulsos, de tiempo a distancia.

Unidad de presentación: Representa la información procedente del procesador, proporcionado el valor de la distancia a la estación de tierra.



38



Índice

1. Generalidades
 - La radioteleetría en la navegación aérea
 - Tipos DME
 - Aplicación del DME en el SNA
2. Frecuencias del DME
3. Funcionamiento del DME
 - Principio funcionamiento
 - Retardo del transpondedor
 - Función búsqueda y seguimiento
 - Características de los impulsos
4. Componentes básicos de un DME.
5. Especificaciones DME
6. Ejercicio DME



5. Especificaciones DME

Precisión: en el caso de un DME/N, hasta una distancia de 370km (200NM) del equipo de tierra debe ser menor de $\pm 460\text{m}$ (0.25NM) mas el 1.25% de la distancia media (excluyendo errores de lectura) y ésta debe mantenerse con una probabilidad del 95%.

Alcance: será del orden de 200NM ya que trabaja en línea de vista, para ruta, o del orden de 60NM para área Terminal.

La especificación de la **velocidad máxima de transmisión** del *equipo de tierra* establece el nivel máximo de potencia media del transmisor. Se recomienda que ésta sea de 2700 pares de pulsos por segundo (ciclo útil constante del equipo de tierra), si se ha de prestar servicio a 100 aeronaves y superiores a 4000pps para alta capacidad (ciclo útil variable cuyo valor mínimo esta en 1350pps y cuyo valor máximo es 2700pps ó 4800pps).



5. Especificaciones DME

Capacidad de la estación de tierra: cada estación de tierra puede manejar hasta 100 aeronaves simultáneamente.

Para manejar 100 aeronaves, la estación debe responder aprox. 2800 interrogaciones (pares de pulso) en un segundo (asumiendo que el 95% de las aeronaves se encuentran seguimiento y 5% en modo búsqueda).

120 ó 125 interrogaciones /s durante la función búsqueda
20 ó 25 interrogaciones /s durante la función seguimiento

$$95 \times 25 \text{ pps} = 2375 \text{ pps}$$

$$5 \times 125 \text{ pps} = 625$$

$$\text{TOTAL} = 3000 \text{ pps}$$

Por ello, cuando se superan las 2700 +/- 90 interrogac./seg. Se queda con las más próximas variando la sensibilidad del receptor.

41



Índice

1. Generalidades
 - La radioteleetría en la navegación aérea
 - Tipos DME
 - Aplicación del DME en el SNA
2. Frecuencias del DME
3. Funcionamiento del DME
 - Principio funcionamiento
 - Retardo del transpondedor
 - Función búsqueda y seguimiento
 - Características de los impulsos
4. Componentes básicos de un DME.
5. Especificaciones DME
6. Ejercicio DME

42



6. Ejercicio DME

Una aeronave que se encuentra sobrevolando un espacio aéreo, determine la distancia a la que se encuentra de la estación VOR/DME sabiendo que el tiempo de retardo del transponder es de $50\mu\text{s}$ y que el tiempo de recepción y de transmisión difieren en $300\mu\text{s}$.



6. Ejercicio DME, solución

Una aeronave que se encuentra sobrevolando un espacio aéreo, determine la distancia a la que se encuentra de la estación VOR/DME sabiendo que el tiempo de retardo del transponder es de $50\mu\text{s}$ y que el tiempo de recepción y de transmisión difieren en $300\mu\text{s}$.

$$d = \frac{c}{2} * (t - \tau) = 1.5 \cdot 10^8 (300 - 50) \cdot 10^{-6} = 37500m \equiv 20.2484NM$$

PROBLEMA CAPITULO 4

Se necesita realizar un estudio del comportamiento de la estación DME conociéndose que dicha estación posee una frecuencia máxima de generación de repetición de respuestas es de 4800 pps y que posee una cobertura de 200 NM.

Se pide:

1. Calcular el número de aeronaves a las que la estación de tierra puede interrogar considerando una relación entre el número de respuestas producidas y el número de interrogación presentes en la antena del 60%, considérese también una frecuencia de interrogación en la función búsqueda de 120pps, así mismo la frecuencia de interrogación en la función seguimiento considerada será de 20pps estando en este modo de interrogación el 95% de las aeronaves.
2. Calcular el tiempo máximo necesario para recibir una respuesta de una aeronave y el número de respuestas esperables en dicho intervalo de tiempo en el equipo de abordó.

SOLUCION

Apartado 1

Se puede escribir:

$$kN(f_{ib}B + f_{is}S) = f_r$$

Donde:

- k es la relación entre el número de respuestas producidas y el número de interrogación presentes en la antena,
- N es el número de aeronaves a las que la estación de tierra puede interrogar,
- f_{ib} es la frecuencia de interrogación en función búsqueda,
- f_{is} es la frecuencia de interrogación en función seguimiento,
- B es el porcentaje de aeronaves que se encuentran en función búsqueda,
- S es el porcentaje de aeronaves que se encuentran en función seguimiento,
- f_r es la frecuencia máxima de generación de respuesta.

$$N = \frac{f_r}{k(f_{ib}B + f_{is}S)} = \frac{4800}{0,6(120 \cdot 0,05 + 20 \cdot 0,95)} = 320 \text{ Aeronaves}$$

Apartado 2

Se emplea la ecuación utilizada en el cálculo de la distancia por el equipo de abordó del DME introduciendo en la distancia el alcance máximo del DME

$$t = \frac{s}{v} = \frac{200NM \cdot \frac{1852m}{1NM}}{3 \cdot 10^8 m/s} = 0.00246933 \text{ s}$$

El número de respuestas esperables se calcula con el régimen de respuestas del responder.

$$Nr = t \cdot f_r = 0.00246933 \cdot 4800 = 11 \text{ respuestas}$$

Sistema global de navegación por satélite (GNSS)

5

5.1.INTRODUCCIÓN

Durante los años 60 se plantearon diversas líneas de investigación con el propósito de lograr la determinación de la posición de un punto, fijo ó móvil, dotado del apropiado receptor, en cualquier punto de la tierra empleando, para ello, información proveniente de una constelación de satélites artificiales.

Desde el principio se consideró que el esquema general de un sistema de estas características debiera estar constituido por tres segmentos:

- Espacial (Constelación de Satélites)
- Usuario (Receptor).
- Control.

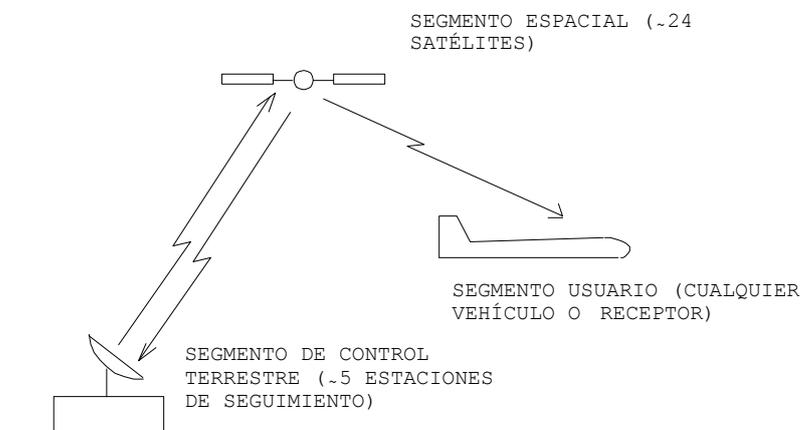


Fig. 5.1.- Esquema general de un Sistema Global de posicionamiento

Con la evolución de las prestaciones de los osciladores de alta estabilidad y precisión, a finales de los 70 se pudo resolver el problema fundamental de la navegación por satélite, que consistía en disponer de una referencia de tiempo común, al menos en los transmisores del segmento espacial, suficientemente precisa, para la medida radiotelemétrica.

La solución adoptada por los dos proyectos, americano y soviético (GPS y GLONASS respectivamente), consiste en resolver la ecuación vectorial:

$$\bar{r}_u = f(\bar{r}_1, \bar{r}_2, \bar{r}_3, d_1, d_2, d_3) \tag{5.1}$$

Donde:

- \mathbf{r}_u : Coordenadas del receptor.
- \mathbf{r}_i : Coordenada del satélite i.
- d_i : Distancia entre el receptor y el satélite i.

Para ello es preciso conocer el vector de la posición de todos los satélites de la constelación (\mathbf{r}_i) y poder calcular las distancias (d_i) entre el receptor y todos los satélites que le dan cobertura en ese instante.

La geometría impone que al menos han de participar tres satélites en esta determinación aunque necesitamos de un cuarto para corregir el error en la referencia de tiempo del receptor.

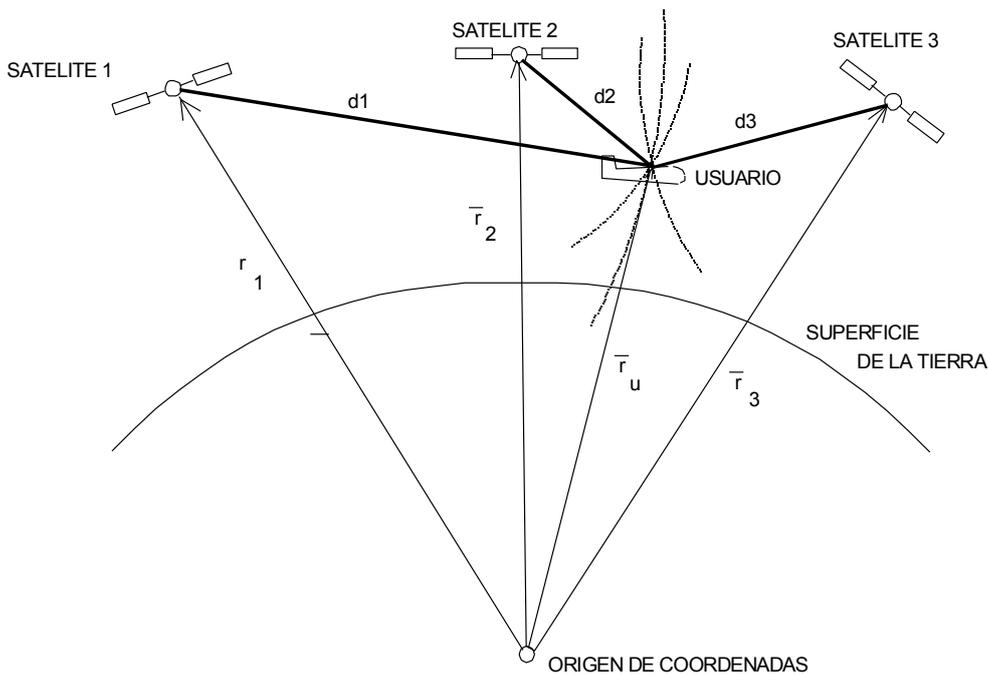


Fig. 5.2.- Fijación de la posición (\mathbf{r}_u) utilizando satélites

Al sistema que permite la navegación realizada por satélites la OACI le ha denominado GNSS (Global Navigation Satellite System).

Se presentan los siguientes problemas:

- Debe ser conocida por el receptor, con la mayor precisión posible, la posición de todos los satélites (r_i) que participan en la medición.
- Tiene que ser posible la determinación de la distancia entre el receptor y cada satélite (d_i). Para ello todos los satélites tienen que estar sincronizados.
- Es necesario, con gran precisión, pasar de un sistema de referencia celeste (al que están referidos los satélites (r_i)) a otro que permita fijar las coordenadas del móvil o punto de recepción al sistema terrestre (a la tierra)

La provisión de las señales al usuario se hace por el segmento espacial. En el caso del GPS este segmento está constituido por la constelación de satélites artificiales "NAVSTAR" bajo el control del Departamento de Defensa de los Estados Unidos. Esta constelación dispone de 30 satélites operativos (24 activos y 6 de reserva) distribuidos en 6 órbitas casi circulares. Cada órbita, contenida en un plano, tiene 4 satélites equiespaciados, luego habrá seis planos orbitales que se caracterizan por formar con el plano del ecuador terrestre un ángulo de 55° (inclinación de las órbitas). Las señales, provistas por cada satélite de la constelación NAVSTAR, utilizan una frecuencia de portadora común, sobre la que modula en fase un código propio de cada satélite, lo que permite su identificación.

En el caso del **GLONASS** la constelación final será de 24 satélites pero con una distribución espacial diferente. Están distribuidos en tres planos orbitales, con 8 satélites en cada plano orbital. La inclinación de cada plano orbital es de $64,8^\circ$ con el ecuador y las rectas que forman estos planos con el ecuador forman entre sí 120° .

Las señales provistas por cada satélite de la constelación GLONASS son de frecuencia de portadora diferente, lo que permite su identificación, mientras que el código es común a todos ellos en diferencia con el NAVSTAR.

5.2.- DETERMINACIÓN DE LA POSICIÓN DEL SATÉLITE

En teoría, el movimiento de cada satélite, que forma parte de la constelación del GPS, recorre una cónica, según establecen las Leyes de Kepler.

Antes de enunciar estas leyes se recuerda que los parámetros de una elipse son:

$$a = \frac{r_a + r_p}{2} \qquad e = \frac{r_a - r_p}{r_a + r_p}$$

en donde:

- r_a : distancia del foco al apogeo.
- r_p : distancia del foco al perigeo.
- a: semieje mayor.
- e: excentricidad.

Además, el vector de posición, referido al foco de la elipse, puede expresarse como:

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

Las tres leyes de Kepler son:

- 1ª ley: Los satélites se mueven siguiendo una órbita elíptica con uno de los focos en el baricentro correspondiente a los dos cuerpos (tierra y satélite).
- 2ª ley: En los cuerpos sometidos a fuerzas centrales (como los satélites) el radio vector barre áreas iguales en tiempos iguales (consecuencia del teorema de las fuerzas centrales).
- 3ª ley: El cuadrado del período de revolución de un satélite es proporcional al cubo del semieje mayor de la órbita que recorre.

Es preciso conocer la posición de los satélites (r_i) para poder determinar la posición del receptor (r_u) y respecto de un sistema de coordenadas fijo a la tierra, para que la posición del centro de fases de la antena del receptor sea conocida en relación a este sistema de referencia (latitud, longitud y altura).

Al recorrer una cónica, las características del movimiento del satélite en el plano de su órbita quedan establecidos por los parámetros:

- a: semieje mayor.
- e: excentricidad.
- t_0 : tiempo de paso por el perigeo.

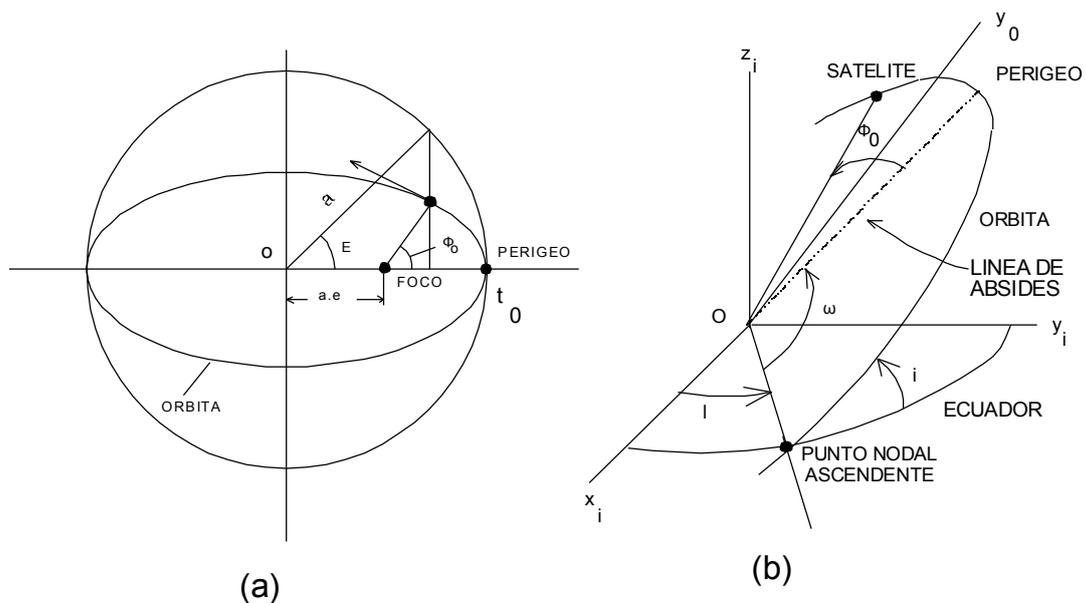


Fig. 5.3.- Movimiento del satélite en su órbita (a), y de la órbita en el sistema fijado a la tierra.

Al ángulo ϕ_0 se le denomina anomalía verdadera, con objeto de distinguirlo de la anomalía media, M , que resulta de considerar como un movimiento de velocidad uniforme el giro del satélite sobre la circunferencia homográfica de la elipse. Esta velocidad angular (n) vendría dada por:

$$n = \frac{2\pi}{T} \quad T^2 = \frac{4\pi^2 a^3}{GM} \quad (5.2)$$

con el período correspondiente a la 3ª Ley de Kepler, en donde:

- a: es el semieje mayor de la elipse.
- GM: $3'986.10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ la constante de la Ley de Gravitación Universal.

La ecuación de Kepler determina que la anomalía media M viene dada por :

$$M = E - e \cdot \text{sen } E \quad (5.3)$$

conocido el valor del ángulo E (anomalía excéntrica), se puede calcular la anomalía verdadera, ϕ_0 por la ecuación:

$$\phi_0 = 2 \tan^{-1} \left(\sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \frac{E}{2} \right) \quad (5.4)$$

que se obtiene por trigonometría , al igual que el radio orbital r_0 ,

$$r_0 = a(1 - e \cos E) \quad (5.5)$$

Así pues, la determinación de la posición teórica de un satélite en su órbita (r_0, ϕ_0) exige conocer:

- la anomalía media (M), que depende del tiempo.
- la excentricidad de la elipse (e)
- el semieje mayor (a)

Una vez fijada, con estos tres parámetros, la posición teórica del satélite en su órbita, hay que establecer las coordenadas de éste en un sistema fijado fuera del plano de la órbita (elementos Keplerianos de la órbita) tal como indica la figura 5.3.(b).

Los parámetros necesarios para esta determinación son:

- i : inclinación orbital, ángulo entre los planos ecuatorial y el de la órbita.
- l : longitud del punto nodal ascendente.
- ω : longitud del perigeo.

En primer lugar consideremos que respecto del sistema de coordenadas fijado por el

geocentro O, el eje formado por este punto y el punto nodal ascendente (OX₀) y su perpendicular, a derechas, sobre el plano orbital (OY₀):

$$\begin{aligned} x_0 &= r_0 \cos(\omega + \phi_0) \\ y_0 &= r_0 \sin(\omega + \phi_0) \end{aligned} \tag{5.6}$$

En donde la longitud del perigeo (ω) es el ángulo formado por la línea de ápsides (geocentro-perigeo) y el eje OX₀.

Así, las coordenadas, según un sistema (OX_i, OY_i, OZ_i) de coordenadas geocéntricas ecuatoriales instantáneas, "casi fijo" a la tierra será:

$$\begin{aligned} x_i &= x_0 \cos(l) + y_0 \cos(i) \sin(l) \\ y_i &= x_0 \sin(l) + y_0 \cos(i) \cos(l) \\ z_i &= y_0 \sin(i) \end{aligned} \tag{5.7}$$

Donde:

- l: longitud del punto nodal ascendente.
- i: inclinación del plano de la órbita.

Con estas expresiones conocemos las coordenadas de (r_i), pero en un sistema de coordenadas no exactamente fijo a la tierra, puesto que, el eje instantáneo de rotación de ésta se desplaza respecto al polo norte convencional describiendo una polodia, Puede ser modelizado con los parámetros α y β que identifican este movimiento o ignorarlo.

Para pasar de éste sistema de coordenadas a uno fijo a la tierra hay que tener en cuenta el movimiento del polo norte geográfico de la tierra respecto del eje instantáneo de rotación, tal como se indica en la figura 5.4.

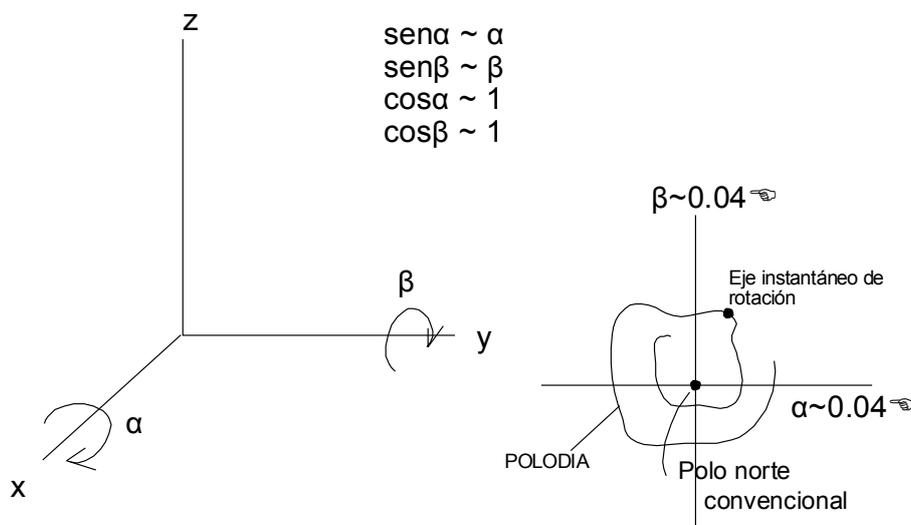


Fig. 5.4.- Movimiento del sistema de coordenadas geodésicas instantáneas, respecto del

sistema de coordenadas fijo a la tierra WGS-84

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & \alpha \\ 0 & 1 & -\beta \\ -\alpha & \beta & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{pmatrix} \tag{5.8}$$

con lo que puede determinarse el vector de posición del satélite (**r**) en un sistema de coordenadas fijo a la tierra, siempre que se conozcan $\alpha(t)$ y $\beta(t)$ de la polodia.

Para poder realizar el proceso de cálculo de $r(x,y,z)$ es preciso capturar en el receptor los datos y transmitirlos

por cada satélite, en el mensaje de navegación (NAVDATA) que contiene, la siguiente información:

- M_0 : anomalía media en el instante de referencia
- Δn : variación del movimiento medio, respecto al valor calculado
- e : excentricidad de la órbita
- \sqrt{a} : raíz cuadrada del semieje mayor
- Ω_0 : longitud del nodo ascendente de la órbita plana al comienzo de la semana.
- i_0 : ángulo de inclinación del plano orbital en el instante de referencia.
- ω : argumento del perigeo respecto del nodo ascendente
- Ω : variación de la ascensión recta
- i : variación del ángulo de inclinación
- C_{uc} : amplitud del segundo armónico coseno para la corrección de la latitud.
- C_{us} : amplitud del segundo armónico seno para la corrección del argumento de la latitud
- C_{rc} : amplitud del segundo armónico coseno para la corrección del radio orbital
- C_{rs} : amplitud del segundo armónico seno para la corrección del radio orbital
- C_{ic} : amplitud del segundo armónico coseno para la corrección de la inclinación
- C_{is} : amplitud del segundo armónico seno para la corrección de la inclinación.
- t_{0e} : instante de referencia de las efemérides

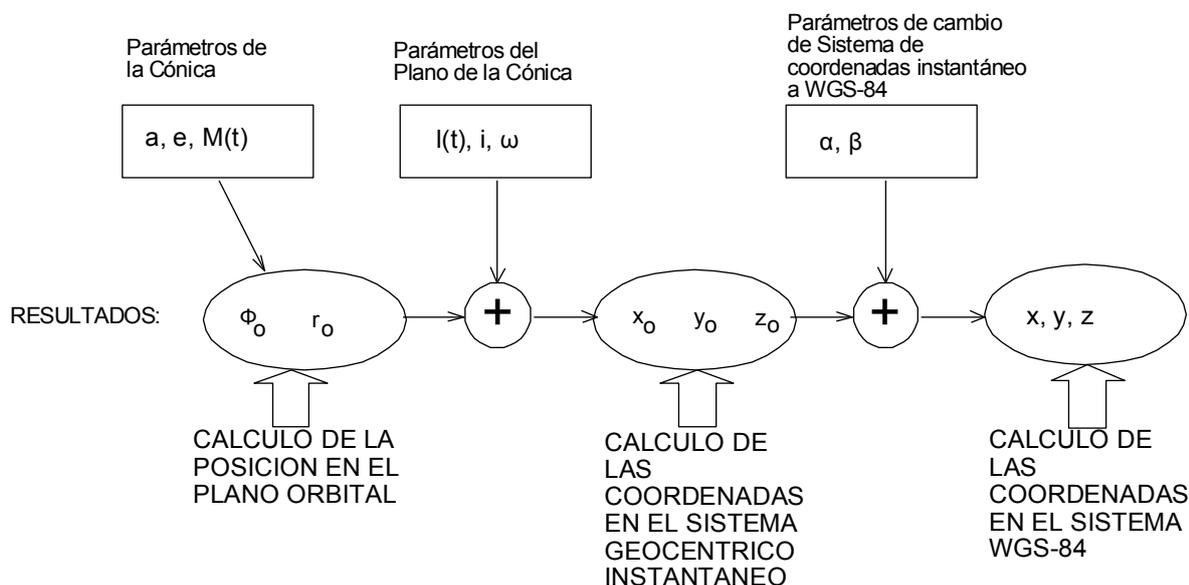


Fig. 5.5.- Resumen del proceso de cálculo del vector posición r de un satélite

Como se ve, el conjunto de datos que suministra el mencionado mensaje de navegación es superior al que es preciso porque la órbita está sometida a diversas perturbaciones que hacen que la trayectoria cónica no se mantenga exactamente y que el plano orbital no sea estacionario, por lo que hay que producir las correcciones necesarias a la formulación teórica de Kepler.

El conjunto de estos parámetros se denomina **efemérides**:

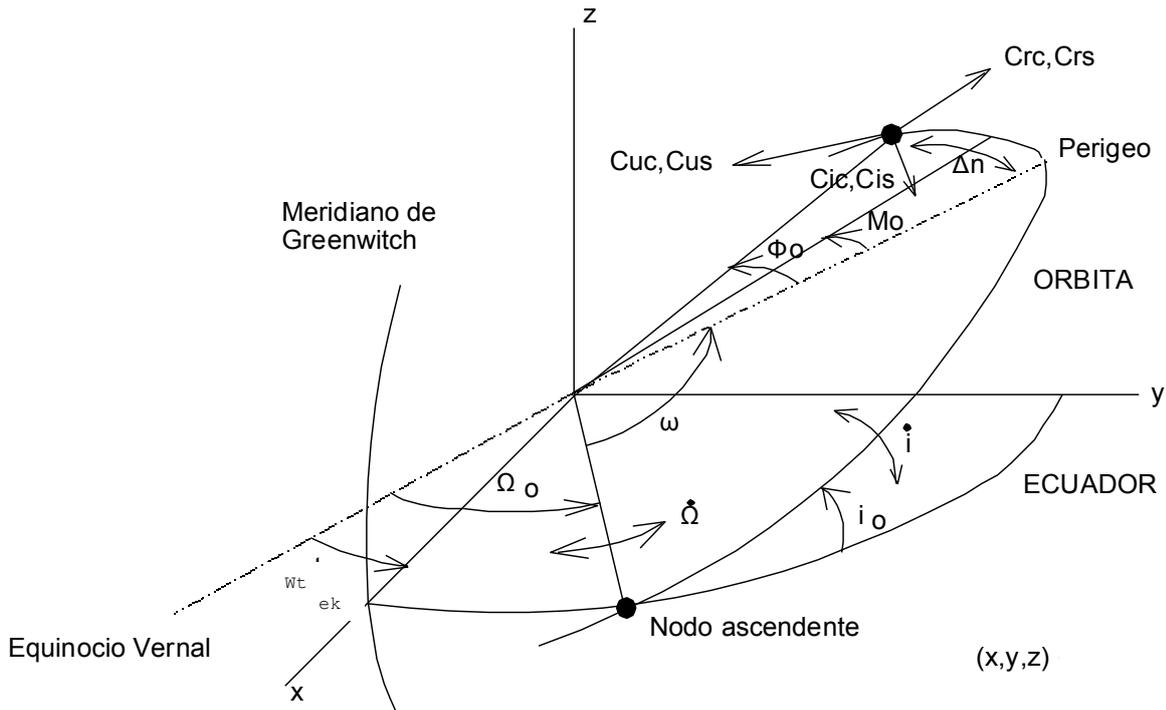


Fig. 5.6.- Representación gráfica de las efemérides

$$M = M_0 + (n + \Delta n)t$$

en donde M_0 y Δn se obtienen directamente de las efemérides y n de la (5.2), que requiere el valor, relativo al semieje mayor, de \sqrt{a} .

De esta forma la (5.3) ya sólo necesita el valor de la excentricidad (e) para que pueda resolverse, calculando E .

Con este valor de la anomalía excéntrica E , se calcula la anomalía verdadera ϕ_0 con la (5.4). El argumento del vector de posición del satélite, respecto del eje OX_0 de la figura 5.3.(b) se denomina argumento de la latitud y será:

$$\phi = \phi_0 + \omega$$

a cuyo valor hay que aplicar las correcciones de argumento de la latitud suministradas por las

efemérides (C_{us} y C_{uc}) según la expresión:

$$\phi_c = \phi + C_{us} \sin 2\phi + C_{uc} \cos 2\phi$$

$$r_{oc} = r_o + C_{rs} \sin 2\phi + C_{rc} \cos 2\phi$$

Siendo:

ϕ_c : el argumento de la latitud corregido

r_{oc} : r_o corregido con C_{rs} y C_{rc}

Ambos valores deben servir como sustitutos en las (5.6.)

(5.11)

Con las correcciones anteriores el vehículo espacial queda fijado en su plano orbital. Para transferir esta posición a una referencia fijada a la tierra se hace preciso tomar del mensaje de navegación los valores siguientes: i_o , di/dt , Ω_o , $d\Omega/dt$, C_{is} , C_{ic} , t_{0e} .

Para el cálculo corregido de la inclinación i que figura en las (5.7) se tomará:

$$i = i_o + C_{is} \sin 2\phi + C_{ic} \cos 2\phi + \frac{di}{dt}(t - t_{0e}) \quad (5.12)$$

Del mismo modo la longitud l deberá corregirse así:

$$l = \Omega_o + \frac{d\Omega}{dt}(t - t_{0e}) - \omega_e(t - t_{0e}) \quad (5.13)$$

en donde $\omega_e = 7'29115 \cdot 10^{-5}$ rad/sg (velocidad angular de rotación de la tierra)

Con estos datos para i y l , junto con las de x_o e y_o calculados por la (5.6) se determinan las coordenadas x_i , y_i , z_i de las (5.7).

De aquí, utilizando la (5.8) se calculan finalmente las coordenadas WGS-84 del satélite dando por terminado el proceso de cálculo

5.3.- CARACTERÍSTICAS DE LA SEÑAL RADIADA GPS

El complejo de componentes electrónicos que generan las señales que son transmitidas por cada uno de los satélites de la constelación GPS se presenta en la figura 5.7.

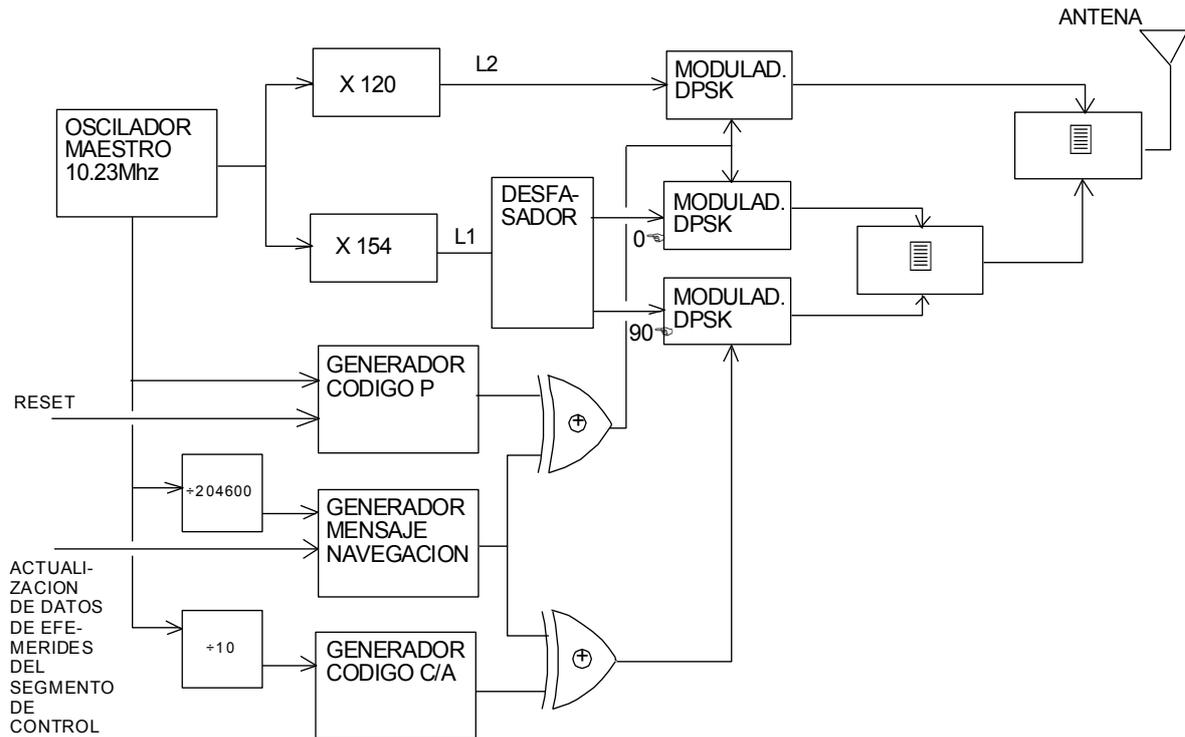


Fig. 5.7.- Esquema general del transmisor de un satélite GPS

Todos los satélites de la constelación utilizan la misma frecuencia patrón de 10,23 MHz de alta estabilidad y precisión (imprescindible para disponer de una referencia de tiempos común en todos los satélites, necesaria para el cálculo de las distancias (d_i)).

Asimismo, todos transmiten las mismas frecuencias de portadora L_1 de 1575,42 MHz y L_2 de 1227,6 MHz, obtenidas por multiplicación de la de 10,23 MHz por 154 y 120, respectivamente, pero cada satélite con un código distinto que le identifica

En el punto de recepción se capturarán superpuestas todas las señales generadas por los satélites que le iluminan.

La modulación de las señales de portadora L_1 y L_2 , es, como en el MLS y radar modo-S, en DPSK (Differential Phase Shift Key) o modulación de fase, y las señales moduladoras son binarias.

La señal de portadora L_2 se modula en DPSK por una señal binaria que resulta de la combinación en una puerta "O exclusiva" (suma módulo dos) de dos señales básicas:

- El mensaje de navegación (**NAVDATA**): es una secuencia binaria de baja velocidad de transmisión a 50 bps. Una trama completa contiene 1500 bits, tardando en ser transmitida, 30 segundos.

- El código P: código binario pseudo aleatorio (PRN) de larga duración sólo conocido por usuarios autorizados. Los satélites emplean el mismo generador de código P, pero cada uno de ellos tiene asignado un único y mutuamente exclusivo segmento de 7 días de éste código.

Este es muy difícil de capturar debido a su velocidad de transmisión de 10,23 Mbps. Por el contrario, su precisión es superior a la obtenible con el código C/A.

Sin

Así pues la señal transmitida L_2 modulada resulta:

$$L_2(t) = L_2 \text{sen}[\omega_2 t + \pi(P(t) \oplus D(t))] = L_2 p(t) \cdot d(t) \text{sen } \omega_2 t \quad (5.14)$$

Donde:

- L_2 : amplitud constante de la portadora.
- ω_2 : pulsación de la portadora L_2 .
- $P(t)$: secuencia binaria PRN del código P (niveles 1,0).
- $D(t)$: secuencia binaria del mensaje de navegación (niveles 1,0).
- $p(t)$: secuencia binaria PRN del código P en NZR (niveles +1,-1).
- $d(t)$: secuencia binaria del mensaje de navegación en NZR (niveles +1,-1).

Como se observa en (5.14), el salto de fase cuando la secuencia combinada $P(t) \oplus D(t)$ pasa de "0" a "1" o viceversa es de 180° (π radianes), lo que equivale a cambiar el signo del término armónico.

La señal de portadora L_1 se desdobra en dos que se encuentran en cuadratura de fase (0° y 90°) y cada una de estas señales resultantes se modula en DPSK por las señales siguientes:

La componente de L_1 en fase: Por la misma señal que L_2 , por la combinación en una puerta "suma módulo dos" ó or-exclusiva de las señales básicas:

- El mensaje de navegación
- El código P

La componente de L_1 en cuadratura: por la combinación en una puerta "suma modulo dos" de las señales básicas:

- El mensaje de navegación.
- El Código C/A (Clear Access, Clear Adquisition): código binario pseudo aleatorio (PRN) de ciclo corto que caracteriza a cada satélite. La velocidad de transmisión es de 1,023 MHz, es muy fácil de adquirir pero, como contrapartida, no ofrece la precisión del código P.

Según lo anterior la señal transmitida L_1 modulada resulta:

$$\begin{aligned} L_1(t) &= L_1 \{ \text{sen}[\omega_1 t + \pi(P(t) \oplus D(t))] + \text{cos}[\omega_1 t + \pi(C(t) \oplus D(t))] \} = \\ &= L_1 \{ p(t) \cdot d(t) \text{sen } \omega_1 t + c(t) \cdot d(t) \text{cos } \omega_1 t \} \end{aligned} \quad (5.15)$$

siendo:

- ω_1 : pulsación de la portadora L_1
- $C(t)$: secuencia binaria PRN del código C/A (niveles 1,0)
- $c(t)$: secuencia binaria PRN del código C/A en NZR (niveles +1,-1)

5.3.1.- El mensaje de navegación (NAVDATA)

La señal binaria $D(t)$ contiene el denominado mensaje de navegación ó NAVDATA.

El formato o continente del mensaje contiene 1500 bits (1 trama) y se emite con una velocidad de 50bps.

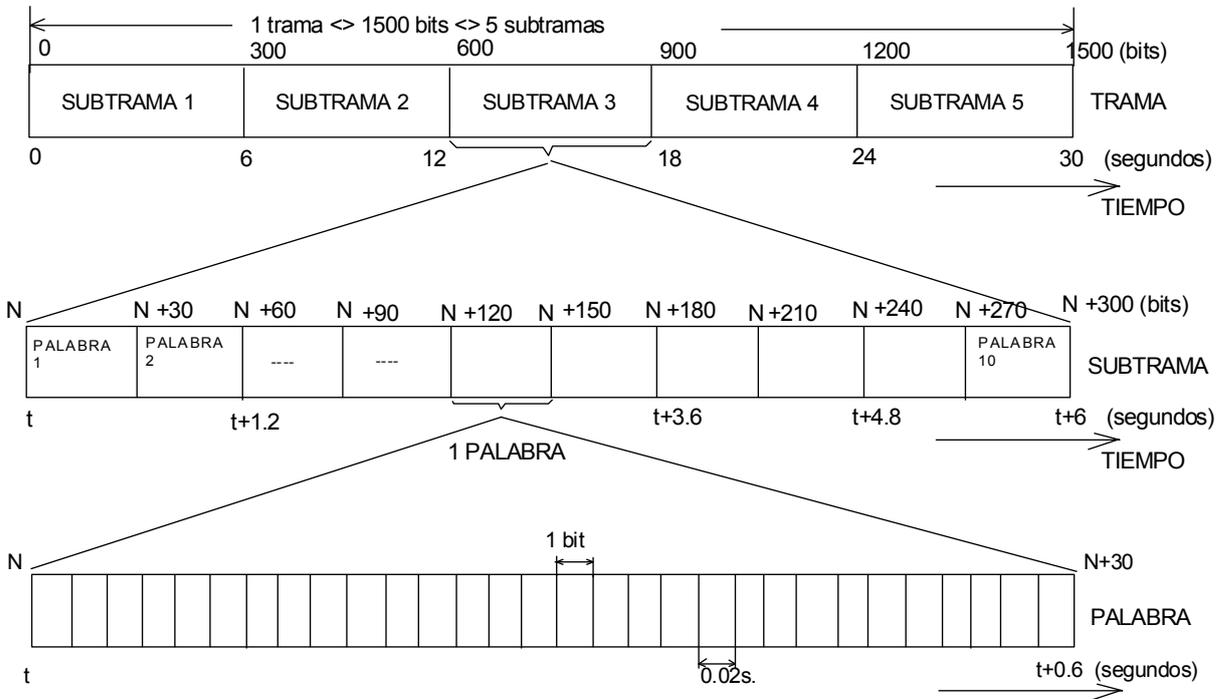


Fig. 5.8.- Organización de una trama de mensaje de navegación

Cada trama de 1500 bits está organizada en 5 subtramas de 300 bits cada una.

Cada subtrama, a su vez, está organizada en 10 palabras de 30 bits cada una.

El contenido del mensaje de navegación consta de cuatro tipos de información: - Información temporal y de estado del reloj del satélite.

- Datos de corrección para compensar el retraso de la señal a su paso por la ionosfera y troposfera.

- Información sobre los parámetros orbitales del satélite (efemérides)

- Información sobre estado del satélite y almanaque (parámetros orbitales de la constelación completa)

Como se observa, cada subtrama comienza con una palabra telemétrica (TLM) y la palabra HOW (handover word) que permite la transferencia del código C/A al código P al término de cualquier subtrama de 6 segundos.

Los primeros 8 bits de la palabra TLM contienen un preámbulo que facilita la adquisición de los datos del mensaje. Los restantes 22 bits sirven para informar al segmento de control sobre la precisión con que han sido recibidas y utilizadas las correcciones periódicas de los satélites, no siendo decodificadas por el receptor del usuario.

La palabra HOW tiene los 17 bits más significativos ocupados por la cuenta Z (indicador continuo de tiempo en el sistema GPS) Esta cuenta cambia cada 1,5 sg. haciendo referencia al instante en que se produce el reset de los generadores de código P.

Como la palabra How se repite en cada subtrama, aparece en el receptor cada 6sg., así que la cuenta Z varía en cuatro unidades de una subtrama a otra.

El bit número 18 de la palabra HOW indica si se ha producido algún cambio de actitud en el vehículo (en su movimiento) desde que se efectuó la última carga desde el segmento de control. Este bit informa al usuario que la posición del satélite puede no ser precisa.

El bit número 19 es indicativo de si el último bit de la palabra TLM está sincronizado o no con la época del generador X_1 . Este se emplea en la generación del código P y la cuenta de épocas de X_1 se realiza cada 1,5sg. Esta circunstancia es precisa para una correcta transferencia del código C/A al P.

Los bits 20 a 22 contienen la identificación de la subtrama. Finalmente, los 8 bits últimos se emplean como reserva.

TRAMA COMPLETA

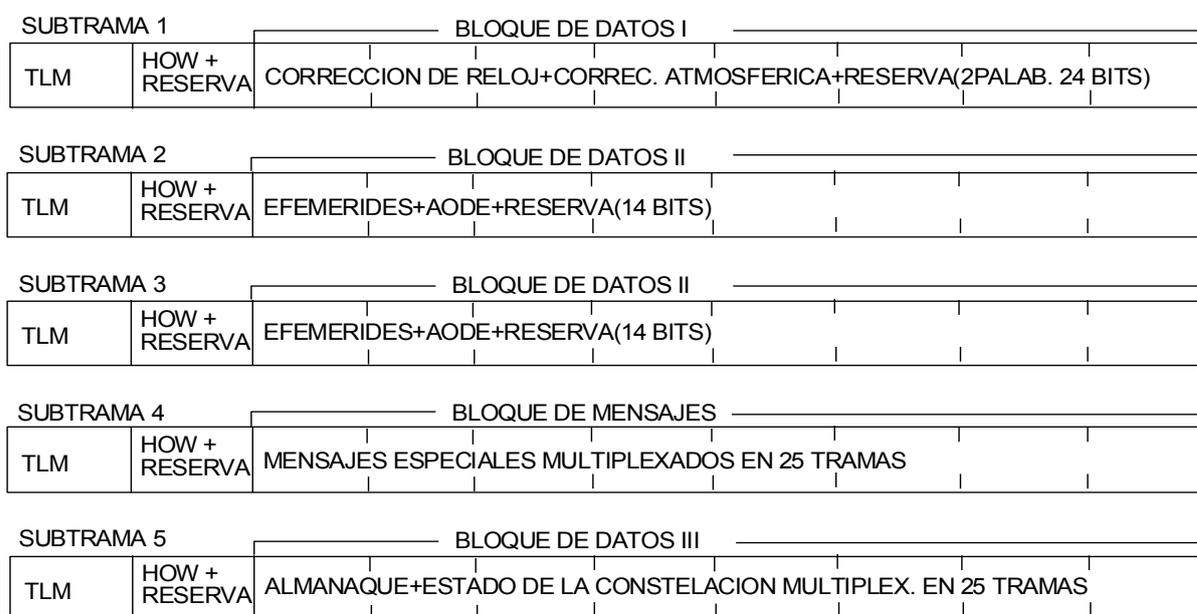


Fig. 5.9.- Contenido de una trama del mensaje de navegación

El Bloque de Datos I (figura 5.9.), que constituye el resto de la primera subtrama, incluye los parámetros de corrección del reloj, α_1 , α_2 , α_3 denominados, respectivamente, "offset" del reloj, "offset" de la frecuencia y deriva de frecuencia. También los parámetros de corrección de la propagación atmosférica. Además incluye 8 bits para el parámetro T_{GD} que permite aproximar el retraso atmosférico para receptores de señal L_1 solamente. Finalmente el bloque de datos I contiene 24 bits de reserva.

El Bloque de Datos II, que cubre las subtramas 2 y 3 contiene los parámetros de efemérides del satélite. Incluye también una palabra de edad de las efemérides (AODE) que establece el tiempo transcurrido desde la última medida que sirvió para la estimación de los datos. Este bloque también tiene 14 bits de reserva.

El Bloque de Mensajes constituye la subtrama 4 y está reservado para mensajes especiales que puedan incluirse en el momento deseado (se transmite en 25 subtramas)

El Bloque de Datos III, localizado en la subtrama 5, contiene los datos de almanaque relativos a la posición, parámetros de corrección de reloj y de propagación atmosférica, correspondientes a todos los satélites de la constelación. Estos parámetros son de menor precisión que los de las efemérides de cada satélite contenidos en el bloque de datos II.

Como la información total del almanaque no cabe en una subtrama, se transmite una "página" de este bloque en cada trama requiriéndose 25 páginas para transmitirlo completamente, igual que el bloque de mensajes.

5.3.2.- El PRN (Ruido Pseudoaleatorio, Pseudo-Random Noise)

Una de las características que diferencia al GPS de otros sistemas estudiados aquí es la utilización del PRN con el doble propósito de identificar a cada satélite y de establecer la correspondiente pseudodistancia.

El empleo del PRN permite a todos los satélites emitir en idéntica frecuencia de portadora y, además, que el nivel de potencia de la señal en las proximidades de la superficie de la tierra sea inferior al del ruido. Otra ventaja de esta técnica es su capacidad para defenderse de las interferencias, no le afecta la contaminación electromagnética de la misma frecuencia.

El PRN consiste en una secuencia binaria muy larga, obtenida de registros digitales, que tiene propiedades de aleatoriedad o de "ruido blanco". Suponiendo que los valores binarios son de no retorno a cero o NZR, es decir +1 y -1, tiene como características:

- La diferencia entre el número de niveles +1 y -1 de la secuencia es exactamente uno, esto es, hay un nivel +1 más. Por consiguiente su valor medio es 1/m, siendo m la longitud ó número de bits de la secuencia binaria.

- Las series de +1 ó -1 seguidos de longitud 1 son el doble de las de longitud 2 y éstas, a su vez, el doble de las de longitud 4, etc...

- La función de autocorrelación de la secuencia (s(t)), definida por:

$$\phi(\mu) = \lim_{t \rightarrow \infty} \frac{1}{2t} \int_{-t}^t s(t)s(t - \mu) dt \quad (5.16)$$

es máxima e igual a 1 para $\mu=0$ o mT (T es el tiempo de duración de un bit de la secuencia, o un chip) y cae linealmente con μ hasta $\mu=\pm T$ (o $\mu=\pm(m\pm 1)T$) en donde $\phi(T)=-1/m$, permaneciendo constante para $\mu>T$

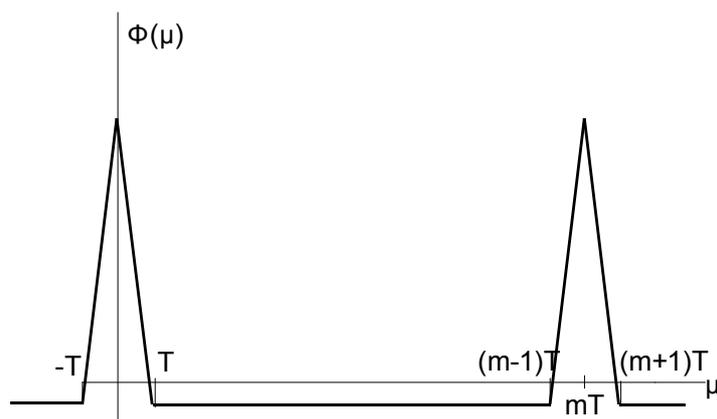


Fig. 5.10. Valor de la función de autocorrelación de una secuencia PRN de m bits

Como puede apreciarse, la similitud de la función de autocorrelación de una secuencia PRN con la correspondiente al ruido blanco está relacionada con la longitud de la secuencia (m) y con el tiempo (T) de duración de un bit.

En la generación de secuencias PRN: el estado, en un instante, de un registro de desplazamiento o conjunto de elementos binarios de almacenamiento (Flip-Flop ó F/F) puede representarse por sus variables de estado q_1, q_2, \dots, q_n

En el siguiente intervalo de tiempo sus valores serán q_1', q_2', \dots, q_n' , que dependerán de una determinada combinación de los valores anteriores y de la configuración del circuito electrónico.

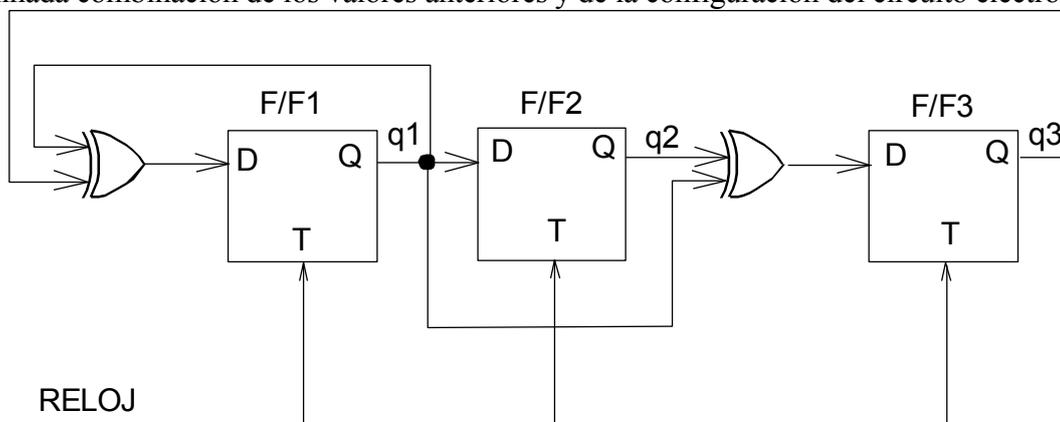


Fig. 5.11.- Ejemplo de un registro con 3 elementos de almacenamiento, generador de una secuencia

Por ejemplo, para el circuito representado en la figura 5.11 se podrá poner:

$$\begin{pmatrix} 1 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} q_1' \\ q_2' \\ q_3' \end{pmatrix} \quad (5.17)$$

$$\begin{aligned} q_1' &= q_1 \oplus q_3 \\ q_2' &= q_1 \\ q_3' &= q_1 \oplus q_2 \end{aligned} \quad (5.18)$$

que simplifícadamente se puede representar por:

$$Tq = q' \quad (5.19)$$

Siendo T la "matriz de transición", que operando con las leyes del producto lógico y suma, módulo 2 (o ex-or), sobre las variables de estado (q) da el siguiente valor (q') de estas variables.

El estado después de i intervalos (q_i') vendrá dado por:

$$T^i q = q_i' \quad (5.20)$$

Cuando el sistema vuelva a su estado inicial, después de m estados, se cumplirá:

$$T^m q = q \rightarrow T^m = I \quad (5.21)$$

Siendo I la matriz unidad.

Utilizando las puertas "ex-or" o suma modulo 2 (mod-2) se cumplen las propiedades del cálculo matricial con las siguientes simplificaciones:

- La suma y resta producen el mismo resultado- La suma de matrices iguales da siempre la matriz nula.

El teorema de Rouche exige, para que el sistema representado por la ecuación:

$$\begin{aligned} A\bar{v} &= \alpha I\bar{v} \\ (A - \alpha I)\bar{v} &= 0 \end{aligned}$$

sea compatible que:

$$\det(A - \alpha I) = 0 \quad (5.24)$$

El polinomio que resulta de la (5.24) anterior se denomina "polinomio ó ecuación característica". Por ejemplo, para una matriz (A) de orden 2 se tiene:

$$\begin{aligned} \begin{vmatrix} a_{11} - \alpha & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} - \alpha \end{vmatrix} &= 0 \\ \phi(\alpha) &= \alpha^2 - \alpha(a_{11} + a_{22}) + (a_{11}a_{22} - a_{12}a_{21}) = 0 \end{aligned} \quad (5.25)$$

que resolviendo da los autovalores (α)

Un resultado importante y que va a ser utilizado posteriormente es que la ecuación característica también se satisface para la matriz A. Así, para la de segundo orden tenemos:

$$A^2 - A(a_{11} + a_{22}) + I(a_{11}a_{22} - a_{12}a_{21}) = 0 \quad (5.26)$$

Considérese el ejemplo que se ilustra en la figura 5.12(a).

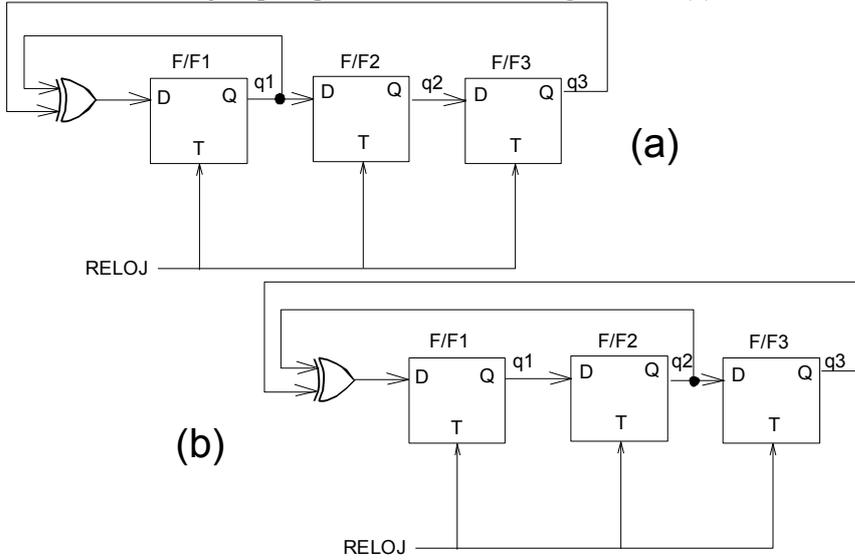


Fig. 5.12.- Generadores de secuencias de máxima longitud ó m-secuencias

El registro está caracterizado por la siguiente ecuación de transición:

$$\begin{pmatrix} 1 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} q_1' \\ q_2' \\ q_3' \end{pmatrix} \quad (5.27)$$

La ecuación característica para la matriz de transición de la ecuación (5.27) anterior es:

$$\begin{aligned} (1 - \alpha)\alpha^2 + 1 &= 0 \\ \alpha^2 - \alpha^3 + 1 &= 0 \end{aligned} \quad (5.28)$$

y como en suma módulo 2 los signos más (+) y menos (-) son intercambiables se tiene:

$$\alpha^3 + \alpha^2 + 1 = 0 \quad (5.29)$$

Pero por lo indicado por la ecuación (5.27), relativa al cumplimiento de la ecuación característica por la matriz de transición, se puede poner:

$$T^3 + T^2 = I \quad (5.30)$$

La longitud de la secuencia, correspondiente al registro, vendrá dada por el valor de m que satisfaga la (5.21). Para establecer este valor operemos la ecuación (5.30), en principio multiplicando ambos términos por T^4 , resultando:

$$T^7 = T^6 + T^4 \quad (5.31)$$

Si ahora multiplicamos por sí misma la ecuación (5.30), se tiene:

$$(5.32)$$

$$T^7 + T^6 = T^4$$

Los resultados anteriores se obtienen al considerar que los términos dobles, en suma módulo 2, son nulos, por ejemplo $2T^3 \cdot T^2 = T^3 \cdot T^2 + T^3 \cdot T^2 = 0$.

Combinando la (5.31) con la (5.32) se obtiene:

$$T^7 = I \tag{5.33}$$

Por lo que resulta $m=7$. Este valor de m es el de máxima longitud para una secuencia generada por un registro de 3 bits, ya que el estado "todo ceros" para este registro está prohibido en todos los generadores de PRN. La razón está en que este estado es permanente en un registro de estas características.

Las secuencias de máxima longitud cumplen en general la condición $m=2^n-1$, siendo n el número de F/F del registro.

Puede obtenerse otra m -secuencia con una configuración distinta del registro de 3 bits, como se indica en la figura 5.12 (b), cuya ecuación de transición es:

$$\begin{pmatrix} 0 & 1 & 1 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} q_1' \\ q_2' \\ q_3' \end{pmatrix} \tag{5.34}$$

que tiene una ecuación característica:

$$\begin{aligned} \alpha^3 + \alpha + 1 &= 0 \\ T^3 + T &= I \end{aligned} \tag{5.35}$$

Operando con esta ecuación obtenemos, al multiplicarla por ella misma:

$$T^6 + T^2 = I \tag{5.36}$$

y multiplicando ésta por T , resulta:

$$\begin{aligned} T^7 + T^3 &= T \\ T^7 &= T^3 + T \end{aligned} \tag{5.37}$$

utilizando ahora la (5.35) vuelve a dar:

$$T^7 = I \tag{5.38}$$

que prueba que es una m -secuencia, o secuencia de máxima longitud ($m=2^3-1$).

Pueden hacerse conexiones que no den secuencias de máxima longitud, denominadas sub-ciclos. En general existirán sub-ciclos si el polinomio característico puede dividirse con resto nulo al polinomio:

$$\alpha^i + 1$$

con $i < m$ (m longitud de una secuencia máxima), también existirán sub-ciclos si la ecuación característica puede factorizarse.

En todo caso, disponer de una secuencia m de máxima longitud exige que una de las entradas de la puerta "ex-or" sea la salida del último F/F y que la salida de esta puerta se aplique a la entrada del primer F/F.

Una de las características más interesantes de las señales PRN, aparte de las ya mencionadas, es la facilidad con la que pueden obtenerse versiones ó réplicas retardadas de esta secuencia en intervalos iT ($i=1,2,\dots,(m-1)$).

Así, en un registro de n bits, cuya secuencia máxima será de $2^n - 1$, el F/F situado en la posición $n-1$ provee una m -secuencia retrasada T (intervalo de reloj) en relación a la que se obtiene del F/F situado en la posición n .

Para explicar más fácilmente la obtención de réplicas retardadas considérese el ejemplo de la figura 5.13.

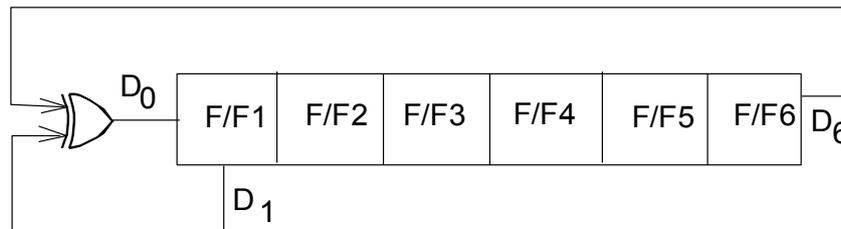


Fig. 5.13.- Generador de una m-secuencia de longitud $2^6-1=63$ bits

La ecuación lógica para la puerta de la figura mencionada puede ponerse como:

$$D_0 = D_1 \oplus D_6 \quad (5.39)$$

que por las propiedades ya mencionadas de la suma "módulo 2" se puede poner como:

$$D_6 = D_0 \oplus D_1 \quad (5.40)$$

esta ecuación se satisface para cualquier valor soportado por los F/F y, por tanto, puede ponerse como:

$$D_{k+6} = D_k \oplus D_{k+1} \quad (5.41)$$

De esta manera, para disponer de unas versiones retardadas $7T$ y $8T$ respecto a la original, generada por el registro, pondremos en la ecuación (5.41) anterior $k=1$ y $k=2$, respectivamente, para tener:

$$\begin{aligned} D_7 &= D_1 \oplus D_2 \\ D_8 &= D_2 \oplus D_3 \end{aligned} \quad (5.42)$$

Si ahora se desea una réplica retrasada $13T$ tendríamos:

$$(5.43)$$

$$D_{13} = D_8 \oplus D_7 = (D_1 \oplus D_2) \oplus (D_2 \oplus D_3)$$

De esta forma combinando, en puertas lógicas "ex-or", D_1 con D_2 , D_2 con D_3 y D_1 con D_3 se pueden obtener réplicas de la secuencia básica retrasadas 7, 8, 13 veces T.

5.3.3.- El código C/A

El código C/A para el satélite i es un código de longitud $m=1023$, que se repite cada milisegundo con una duración de cada bit de $1/1023$ milisegundos, correspondiente a una velocidad de 1023 kbps. Este código es el resultado de combinar en una puerta "ex-or" dos secuencias G_1 y G_{2i} , la primera común a todos los satélites y la segunda propia del satélite i , que se obtiene al retrasar una secuencia G_2 , pudiéndose obtener 36 réplicas de la misma retrasadas entre 5 y 950 períodos de reloj que al combinarse con G_1 producen 36 mutuamente excluyentes códigos C/A.

Las secuencias básicas G_1 y G_2 se generan por registros de diez bits que tienen los siguientes polinomios característicos:

$$G_1 \equiv \alpha^{10} + \alpha^3 + 1 \quad (5.44)$$

$$G_2 \equiv \alpha^{10} + \alpha^9 + \alpha^8 + \alpha^6 + \alpha^3 + \alpha^2 + 1$$

El contenido inicial de estos dos registros es el de "todo unos". A su vez estos registros están sincronizados con el código P, que se describirá más adelante, para conseguir que el primer bit del código C/A coincida con el primer bit de la secuencia del código P.

El retardo de la secuencia G_2 para obtener la secuencia característica del satélite i se obtiene combinando en una puerta "ex-or" las salidas de 2 F/F según la teoría descrita al final del apartado anterior (5.3.2).

En la figura 5.14(a) se representan los generadores de las secuencias G_1 y G_2 y en (b) el esquema de la generación del código C/A.

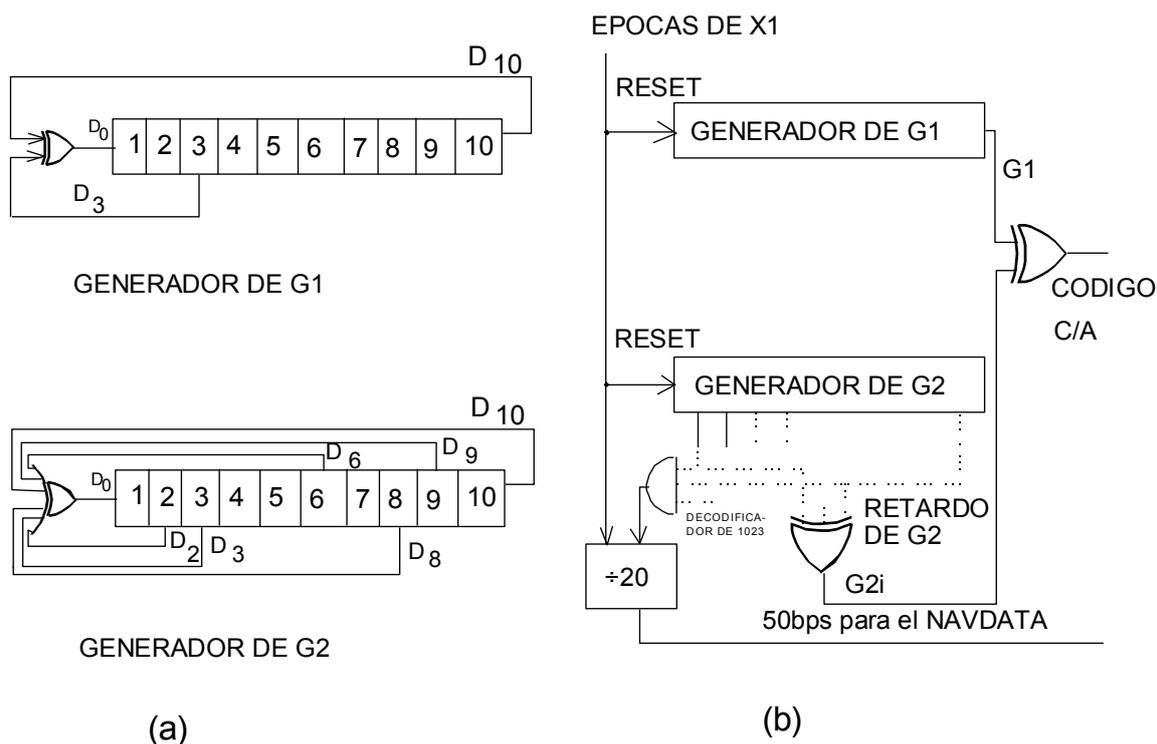


Fig. 5.14.- Generador de los códigos G1 y G2 (a) y generador del código C/A (b)

5.3.4.- El código P

El código P para el satélite i es un código de 7 días de duración, transmitiéndose a una velocidad de 10.23 Mbps. Esta secuencia de 7 días es el resultado de sumar "módulo 2" dos subsecuencias denominadas X_1 y X_{2i} . Como cada secuencia es distinta, la duración de un ciclo completo del código P sería el producto de las longitudes de cada subsecuencia, multiplicada por la duración de cada bit. La subsecuencia X_{2i} se obtiene de una secuencia básica X_2 selectivamente retrasada entre 1 y 37 períodos de reloj para disponer un conjunto de 37 códigos mutuamente excluyentes.

Este código P puede reemplazarse por otro, cuando se activan las medidas "anti-spoofing", denominado P(Y) que no está accesible para los usuarios no autorizados.

Cada código X_1 y X_2 está generado por la suma "módulo 2" de la salida de dos registros de 12 bits cada uno denominados X_{1A} y X_{1B} , para el caso del código X_1 y X_{2A} y X_{2B} , para el código X_2 .

Cuando la secuencia X_{1A} se ha repetido 3750 veces genera una marca de tiempo ó "época" de X_1 que sincroniza al generador del código C/A y reinicializa los registros X_{1A} y X_{1B} . Los polinomios característicos para X_{1A} y X_{1B} son:

$$X_{1A} \equiv \alpha^{12} + \alpha^{11} + \alpha^8 + \alpha^6 + 1$$

$$X_{1B} \equiv \alpha^{12} + \alpha^{11} + \alpha^{10} + \alpha^9 + \alpha^8 + \alpha^5 + \alpha^2 + \alpha + 1$$

Como el código X_{1B} tiene un ciclo de 1 bit más largo que el X_{1A} , "precesiona" o se decala respecto de éste último, resultando que, cuando el ciclo de X_{1A} se ha repetido 3750 veces, el código X_{1B} irá retrasado y estará cumpliendo su ciclo 3749.

Las secuencias X_{2i} se generan, a partir de la X_2 , de forma análoga a X_1 , compuesta por dos secuencias X_{2A} y X_{2B} , y retrasándola posteriormente un número (i) de chips comprendido entre 1 y 37. Los polinomios característicos correspondientes a X_{2A} y X_{2B} son:

$$\begin{aligned} X_{2A} &\equiv \alpha^{12} + \alpha^{11} + \alpha^{10} + \alpha^9 + \alpha^8 + \alpha^7 + \alpha^5 + \alpha^4 + \alpha^3 + \alpha + 1 \\ X_{2B} &\equiv \alpha^{12} + \alpha^9 + \alpha^8 + \alpha^4 + \alpha^3 + \alpha^2 + 1 \end{aligned} \quad (5.46)$$

Igual que con X_1 , los registros se inicializan cada vez que el ciclo de X_{2A} se ha repetido 3750 veces (época X_{2A}) con unos determinados números binarios.

Una vez que X_{2A} se ha repetido 3750 veces, en vez de reiniciarse inmediatamente los registros

permanecen en su último estado durante un intervalo de 37 chips para producir un decalaje o precesión de X_2 respecto de X_1 .

Al comienzo de cada semana, sin embargo, todos los registros son inicializados.

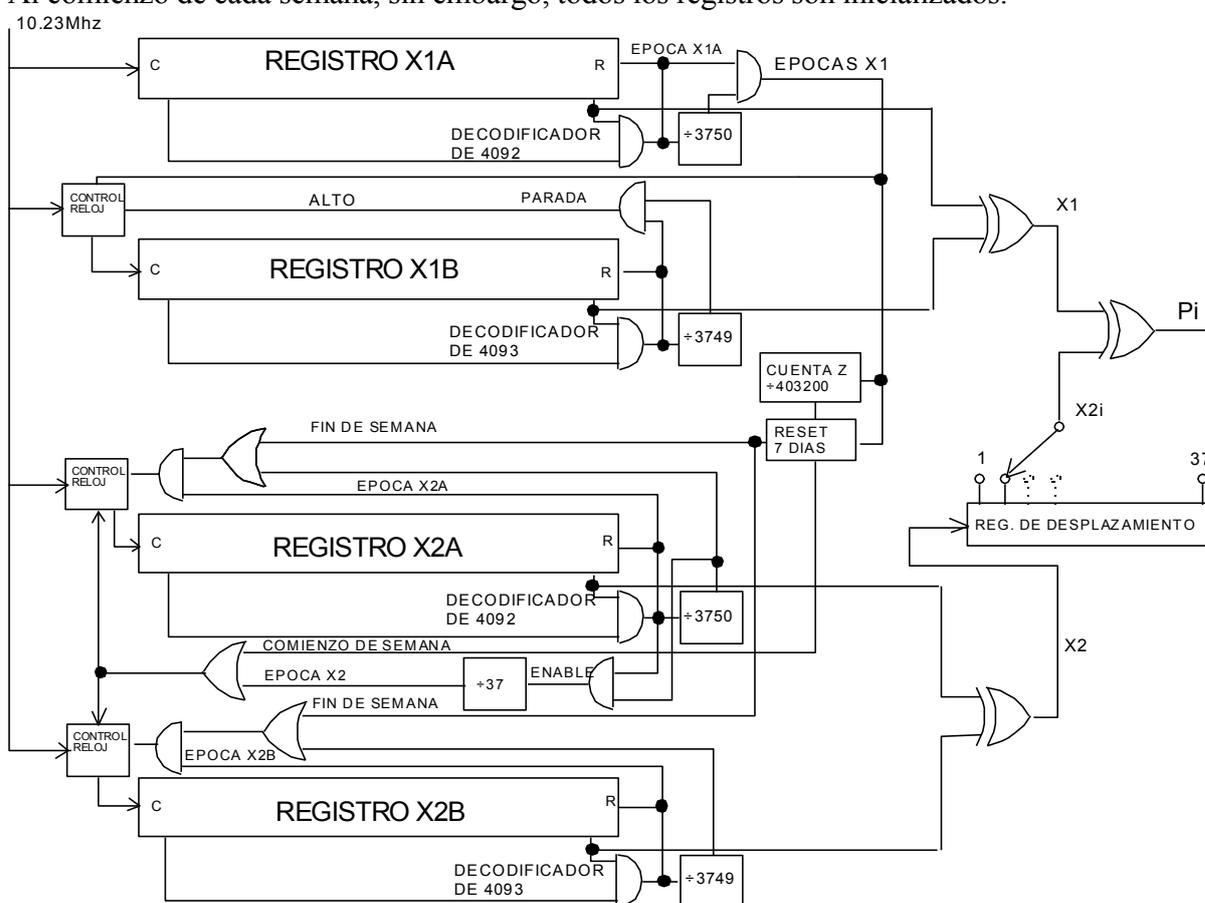


Fig. 5.15.- Circuito para la generación del código P

5.4.- UTILIZACIÓN DEL GPS PARA LA NAVEGACIÓN

La solución de la ecuación de navegación (5.1) requiere los vectores de posición de los satélites, y la determinación de la distancia entre cada satélite y el receptor. Se consigue midiendo el tiempo que es necesario retrasar el código réplica, generado en el receptor, para que su correlación sea máxima con relación al código que modula a la señal recibida del correspondiente satélite. Es decir:

$$d_i = c\Delta t_i$$

siendo Δt_i el retraso requerido y c la velocidad de la luz.

Se precisa que los relojes de los satélites y del receptor estén sincronizados. Por ello a d_i se le denomina "pseudodistancia".

Estas distancias (d_i) calculadas por un receptor, o pseudodistancias, se pueden poner como:

$$d_i = R_i + c\Delta t_{ai} + c(\Delta t_u - \Delta t_{si}) \quad (5.48)$$

en donde:

- d_i : pseudodistancia al satélite i
- R_i : distancia verdadera al satélite i
- c : velocidad de la luz
- Δt_{si} : offset del reloj del satélite i respecto a la referencia GPS
- Δt_u : offset del reloj de usuario respecto a la referencia GPS
- Δt_{ai} : retardo de propagación en la ionosfera.

Si consideramos que $c\Delta t_{ai}$ y $c\Delta t_{si}$ son nulas, por haberse corregido el retardo de propagación y el error del reloj del satélite la ecuación se reduce a:

$$d_i = R_i + c\Delta t_u \quad (5.49)$$

de la que se deduce que la diferencia entre la distancia real (R_i) y la pseudodistancia (d_i) es precisamente debida a la diferencia entre el tiempo GPS y el estado del reloj del receptor.

Si denominamos C_b al sesgo del reloj (Clock bias), $c\Delta t_u$ de la (5.49), el sistema de ecuaciones que determina la posición del receptor será, utilizando la ecuación de la esfera de radio R_i :

$$\begin{aligned} (x_1 - u_x)^2 + (y_1 - u_y)^2 + (z_1 - u_z)^2 &= (d_1 - C_b)^2 \\ (x_2 - u_x)^2 + (y_2 - u_y)^2 + (z_2 - u_z)^2 &= (d_2 - C_b)^2 \\ (x_3 - u_x)^2 + (y_3 - u_y)^2 + (z_3 - u_z)^2 &= (d_3 - C_b)^2 \\ (x_4 - u_x)^2 + (y_4 - u_y)^2 + (z_4 - u_z)^2 &= (d_4 - C_b)^2 \end{aligned} \quad (5.50)$$

en donde x_i, y_i, z_i : $i=1..4$, son las coordenadas de los cuatro satélites cuya señal recibe el receptor, calculadas a partir de las efemérides respectivas; u_x, u_y, u_z son las coordenadas del usuario a determinar; d_i : $i=1..4$ son las pseudodistancias establecidas por medida de tiempo entre los códigos provenientes de cada satélite y la réplica retardada hasta obtener la mejor correlación y C_b es el sesgo del reloj del receptor, a determinar.

En teoría, el sistema anterior de cuatro ecuaciones con cuatro incógnitas da la posición (\mathbf{u}) del receptor, sin embargo, por no ser ecuaciones lineales su resolución exige el empleo del cálculo numérico, lo que generalmente consume tiempo de ordenador. Además las ecuaciones deberán resolverse para instantes simultáneos de las cuatro mediciones de d_i . Por ello es necesaria su linealización, como se indica en la siguiente sección.

Además de permitir el cálculo de la posición de un vehículo, el GPS proporciona también información para medir, con precisión, la velocidad de un receptor.

El cálculo de la velocidad se fundamenta en el desplazamiento de la frecuencia de portadora, cuando existe velocidad relativa entre emisor y receptor, debido, como es sabido, al efecto Doppler.

La variación de frecuencia por efecto Doppler puede expresarse de la forma siguiente:

$$\Delta f = f \cdot \frac{v}{c} \quad (5.51)$$

En donde v es la velocidad relativa entre transmisor y receptor y f la frecuencia transmitida.

Si llamamos R_i a la distancia que separa al usuario del satélite i , despejando v de la ecuación anterior (5.51) tenemos:

$$v = \frac{dR_i}{dt} = \frac{c\Delta f}{f} = c \frac{(f_{si} - f_u) + \Delta f_i}{f_s} \quad (5.52)$$

siendo:

- f_{si} y f_u : frecuencias respectivas de los osciladores del satélite i -ésimo y del receptor.
- Δf_i : diferencia de frecuencias medida en el receptor.
- f_s : frecuencia nominal de los satélites.

Denominando C_u al error de velocidad debido al desplazamiento en frecuencia del oscilador local,

$$C_u = c \frac{(f_{si} - f_u)}{f_s} = c \frac{\Delta f_u}{f_s}$$

la ecuación (5.52) anterior puede ponerse:

$$\frac{dR_i}{dt} = c \frac{\Delta f_i}{f_s} + C_u \quad (5.53)$$

Por otra parte como:

$$R_i^2 = (x_i - u_x)^2 + (y_i - u_y)^2 + (z_i - u_z)^2$$

derivando y simplificando, resulta:

$$R_i \frac{dR_i}{dt} = (x_i - u_x) \left(\frac{dx_i}{dt} - \frac{du_x}{dt} \right) + (y_i - u_y) \left(\frac{dy_i}{dt} - \frac{du_y}{dt} \right) + (z_i - u_z) \left(\frac{dz_i}{dt} - \frac{du_z}{dt} \right) \quad (5.54)$$

e introduciendo la (5.53), resulta:

$$R_i \left[c \frac{\Delta f_i}{f_s} + C_u \right] = (x_i - u_x) \left(\frac{dx_i}{dt} - \frac{du_x}{dt} \right) + (y_i - u_y) \left(\frac{dy_i}{dt} - \frac{du_y}{dt} \right) + (z_i - u_z) \left(\frac{dz_i}{dt} - \frac{du_z}{dt} \right) \quad (5.55)$$

Ecuación en la que las incógnitas son C_u , du_x/dt , du_y/dt y du_z/dt , de forma que aplicada a cuatro satélites nos dará el vector velocidad (du/dt) del receptor.

5.5.- LINEALIZACIÓN DE LA ECUACIÓN DE NAVEGACIÓN

El objetivo de un receptor es obtener las medidas de las pseudodistancias de forma que pueda procederse a la fijación de la posición del mismo.

Conocidos d_1, d_2, d_3 y d_4 (pseudodistancias) y x_i, y_i, z_i para $i = 1...4$, coordenadas de los satélites, obtenidas del NAVDATA correspondiente pueden calcularse las coordenadas u_x, u_y, u_z del receptor.

Sin embargo, el sistema de ecuaciones es complicado, por lo que debe recurrirse al cálculo numérico para su resolución, con lo que el tiempo de cómputo crece y la precisión de la medida disminuye.

Por otra parte el código PRN (C/A) de cada satélite se repite cada milisegundo lo que equivale a una distancia de 300 Km., por tanto, la pseudodistancia verdadera (d_i) será:

$$d_i = n_i \cdot 300Km + c\tau \quad (5.60)$$

en donde n_i es un número natural no conocido, que debe determinarse en la inicialización del posicionamiento en el receptor y τ el retardo del código replica PRN, obtenido en la correlación. Así pues d_i contiene incertidumbre ($n_i \times 300$ Km).

Finalmente, las coordenadas u_x, u_y, u_z obtenidas por estos cálculos deben de transformarse normalmente en coordenadas latitud (lt), longitud (lg) y altura (h), esto es, resolviendo:

$$\begin{aligned} u_x &= (R_N + h) \cos(lt) \cos(lg) \\ u_y &= (R_N + h) \cos(lt) \sin(lg) \\ u_z &= [R_N(1 - e^2) + h] \sin(lt) \end{aligned} \quad (5.61)$$

en donde:

$$R_N = a \sqrt{1 - e^2 \sin^2(lt)}$$

Siendo:

A: el semieje mayor

e: su excentricidad Conocida la posición de al menos cuatro satélites (r_i) y sus distancias (d_i) al punto de recepción, la evaluación de las coordenadas del vehículo en ejes fijos a la tierra debe hacerse linealizando la ecuación (5.1), es decir:

$$\delta d = [G]_1 \delta u \quad (5.62)$$

en donde cada elemento de la matriz $[G]_1$ es:

$$\frac{\partial d_i}{\partial u_j} = \cos \phi_{ij}$$

De la misma forma, la ecuación (5.61) puede linealizarse :

$$\delta d = [G]_2 \delta u_T \quad (5.63)$$

siendo u_T las coordenadas ecuatoriales terrestres (en latitud, longitud y altura).

Sustituyendo se obtiene:

$$\delta d = [G]_1 [G]_2 \delta u_T = [G] \delta u_T \quad (5.64)$$

En donde ahora, los elementos de $[G]$ son ya los cosenos directores referidos a las coordenadas locales, es decir: latitud, longitud y altura.

Empleando la regla de la cadena aplicada a la derivación, los mencionados cosenos directores referidos, que son las derivadas parciales de las pseudodistancias con respecto a la posición del usuario en coordenadas lg, lt, h , pueden ser:

siendo

$$\frac{\partial d_i}{\partial u_x} = \frac{x_i - u_x}{D_i} ; \quad \frac{\partial d_i}{\partial u_y} = \frac{y_i - u_y}{D_i} ; \quad \frac{\partial d_i}{\partial u_z} = \frac{z_i - u_z}{D_i} \quad (5.66)$$

con

$$D_i = \sqrt{(x_i - u_x)^2 + (y_i - u_y)^2 + (z_i - u_z)^2}$$

conocida, si se saben las coordenadas iniciales del receptor (u_x, u_y, u_z) y las coordenadas del satélite i -esimo (x_i, y_i, z_i).

$$\begin{aligned} \frac{\partial u_x}{\partial (lt)} &= \frac{\partial R_N}{\partial (lt)} \cos(lt) \cos(lg) - (R_N + h) \operatorname{sen}(lt) \cos(lg) \\ \frac{\partial u_y}{\partial (lt)} &= \frac{\partial R_N}{\partial (lt)} \cos(lt) \operatorname{sen}(lg) - (R_N + h) \operatorname{sen}(lt) \operatorname{sen}(lg) \\ \frac{\partial u_z}{\partial (lt)} &= \frac{\partial R_N}{\partial (lt)} (1 - e^2) \operatorname{sen}(lt) + (R_N (1 - e^2) + h) \cos(lt) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial u_x}{\partial (lg)} &= -(R_N + h) \cos(lt) \operatorname{sen}(lg) \\ \frac{\partial u_y}{\partial (lg)} &= (R_N + h) \cos(lt) \cos(lg) \end{aligned}$$

$$\frac{\partial u_z}{\partial (lg)} = 0$$

$$\frac{\partial u_x}{\partial h} = \cos(lt) \cos(lg)$$

$$\frac{\partial u_x}{\partial h} = \cos(lt) \operatorname{sen}(lg)$$

$$\frac{\partial u_x}{\partial h} = \operatorname{sen}(lt)$$

Con todo lo anterior una vez estimada la posición inicial del receptor se puede evaluar la matriz de cosenos directores [G].

Llamemos d_e al vector de distancias estimadas, calculadas a partir de las pseudodistancias, en el punto \mathbf{u}_e , con lo cual:

$$d - d_e = \delta d = [G]\delta u \quad (5.67)$$

o bien, utilizando la técnica de los mínimos cuadrados se tendrá:

$$\delta u = ([G]^T [G]^{-1}) [G]^T \delta u \quad (5.68)$$

El procedimiento empleado para calcular la posición del usuario en coordenadas longitud, latitud, altura puede ser el siguiente:

- 1.- Establecer una estimación inicial del vector de posición (\mathbf{u}_e).
- 2.- Calcular las distancias correspondientes (d_e) evaluadas para \mathbf{u}_e .
- 3.- Calcular la matriz de cosenos directores [G].
- 4.- Calcular δu con la nueva medida de pseudodistancia.
- 5.- Hacer $\mathbf{u}_e \leftarrow \mathbf{u}_e + \delta \mathbf{u}$.
- 6.- Volver a 2.

Este algoritmo es muy simple, pueden construirse otros más complejos que incluyan algún tipo de filtrado recursivo.

5.6.- EL RECEPTOR GPS

La función de un receptor GPS se sintetiza en el diagrama de bloques representado en la figura 5.16.

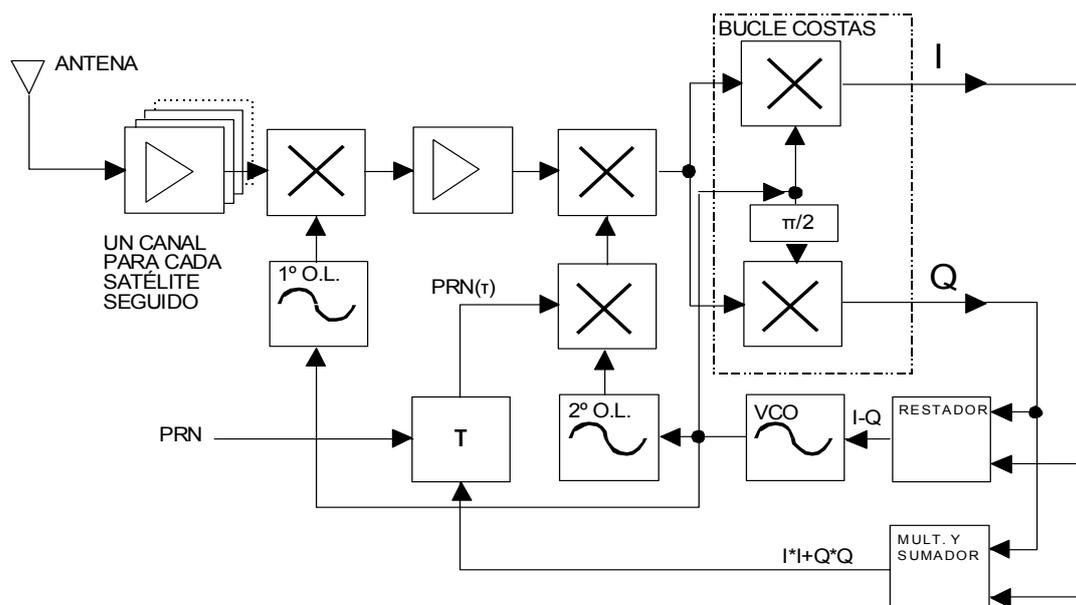


Fig. 5.16.- Diagrama de bloques de un receptor GPS

En él se observan dos bucles de control automático, uno de fase de portadora y otro de seguimiento de código. Ambos funcionan simultáneamente y es requisito imprescindible, para obtener informaciones útiles del mismo, que ambos actúen apropiadamente cerca de la posición de enclavamiento.

Debe de existir un tratamiento de este tipo para cada una de las señales procedentes de los satélites que están siendo seguidos aunque, como se verá más adelante, no es necesaria la materialización de un canal receptor físico para cada señal.

El bucle de control de portadora tiene por objeto el seguimiento de una sola de las frecuencias, procedentes de los satélites, captadas por la antena que, aunque son nominalmente iguales, por efecto Doppler son de frecuencia y fase distinta. Este proceso es imprescindible para discriminar a todas las restantes señales.

El bucle de control de código tiene una doble función: identificar cuál es el satélite cuya portadora está siguiendo el bucle de control de frecuencia y determinar el retardo que hay que introducir al código réplica para que correlacione bien con el código de la señal recibida.

Las informaciones obtenidas del proceso de recepción de cada una de las señales seguidas son tres:

- Satélite que está siendo seguido (a través del código réplica que correlaciona con el código de la señal recibida).
- Pseudodistancia (a través del tiempo que ha sido necesario retrasar el código réplica hasta que correlaciona con el código de la señal recibida).
- Deltadistancia, variación de la pseudodistancia (a través de la diferencia de frecuencia del oscilador del receptor y la frecuencia de la señal recibida).

En general un receptor GPS está constituido por tres segmentos:

- conjunto de antena y recepción de r.f.
- procesador de señal y calculador de navegación (GPSU)
- unidad de control y visualización (CDU)

5.6.1.- Antena y recepción de rf

El conjunto de antenas y recepción de r.f. captura todas las señales transmitidas por los satélites que iluminan al receptor amplificándolas. En todos los casos el receptor es capaz de captar la frecuencia L_1 y, en algunos casos, también la L_2 .

La adquisición de las señales por el receptor, en sus primeras etapas, es análoga a la que se lleva a cabo con otros tipos de receptor superheterodino.

En la figura 5.17 se muestra un diagrama de bloques típico de un receptor GPS. En el caso del GPS la señal del oscilador local normalmente está siendo conducida por el bucle de control de portadora.

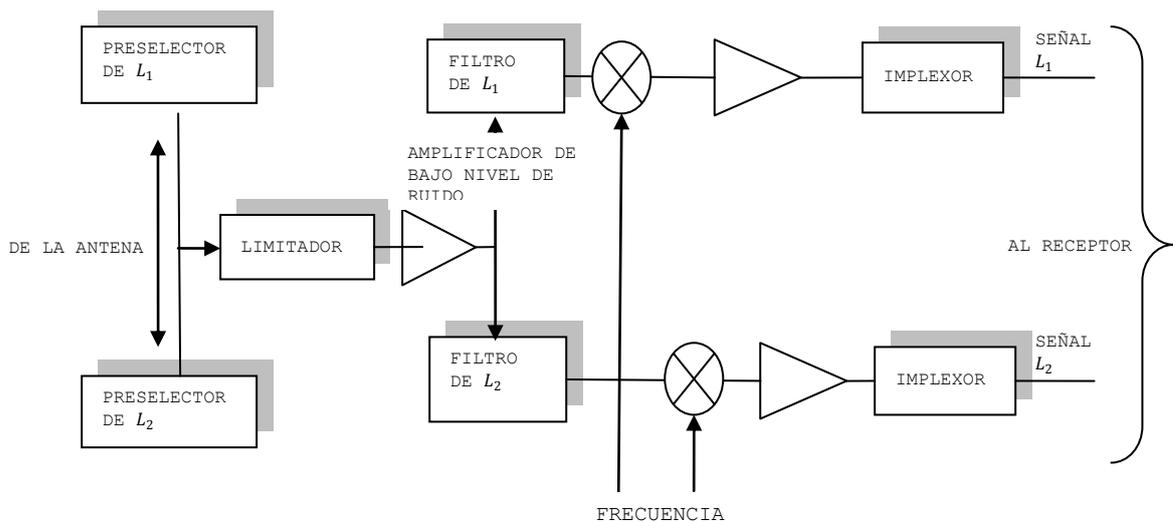


Fig. 5.17.- Representación de las etapas de radio frecuencia de un receptor GPS

La antena tiene que ser capaz de captar, al menos, -160dBW de señal de cada satélite que se encuentre a más de 5° de elevación sobre el horizonte. Para ello es suficiente una antena polarizada linealmente de 3dB_i de directividad (sobre la isotrópica)

5.6.2.- Procesador de señal

El procesador de la señal tiene por objeto la identificación y el seguimiento de los códigos PRN, la decodificación de los mensajes de navegación y el cálculo de las pseudodistancias.

Al ser el nivel de potencia de las señales recibidas del orden de -160dBW en el entorno de la

superficie terrestre, menor que el nivel correspondiente al ruido, se requiere que su captura y detección utilice técnicas de correlación.

A su vez se requieren dos correlaciones: una de frecuencia y otra de código.

Existen diversas técnicas de seguimiento de frecuencia y código, algunas son:- Squaring (cuadratura) de portadora.

- Correlación de las señales recibidas con el código réplica.
- Correlación de código y portadora.

El **squaring (o cuadratura) de portadora** trata de correlar, en principio, la frecuencia, para posteriormente correlar el código. Multiplica por si misma la señal recibida, con lo que se tiene la frecuencia doble, no modulada, en la salida. La correlación de frecuencia se hace para "engancharse en fase" a cada una de las señales presentes en la antena del receptor que van a ser utilizadas en el proceso de determinación de la posición y velocidad del receptor.

Las señales transmitidas de cada satélite, que son de la misma frecuencia, por efecto Doppler son recibidas con distinta frecuencia y por ello es posible su separación a través de bucles de control automático de frecuencia y fase. Esta desviación afecta a la frecuencia portadora y a las señales que la modulan.

Esto significa que los códigos réplica, generados por el receptor, deben ser corregidos en frecuencia en la misma proporción que se hace con la frecuencia del oscilador local.

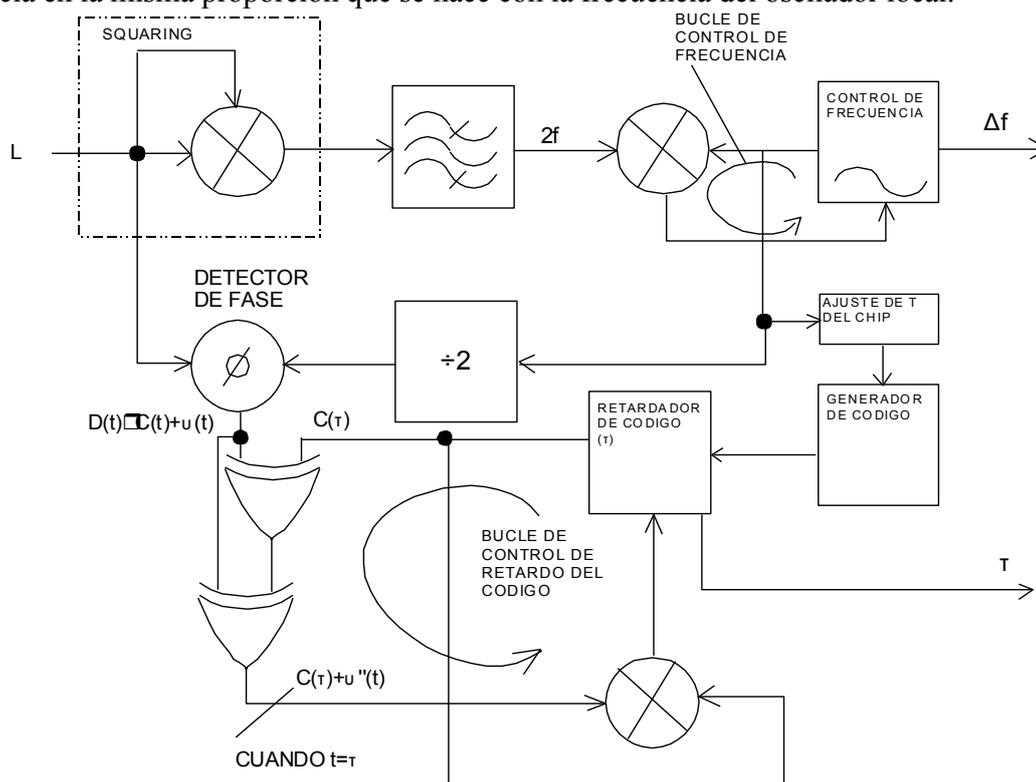


Fig. 5.18.- Esquema básico de un receptor que emplea la técnica de "squaring" o "cuadratura"

Este objetivo se puede alcanzar a través de un único oscilador que genere por multiplicación, la frecuencia que trata de "engancharse" con una de las recibidas y por división la frecuencia que determina la duración de un chip del código réplica.

En la figura 5.18 $\phi(t)$ y $\phi''(t)$ representan señales resultado de la correlación de fase y tienen

características de pseudoruido. Esta técnica tiene un fuerte inconveniente: el proceso de multiplicación de las señales recibidas introduce ruido lo que, añadido al ruido presente a la entrada del receptor, hace prácticamente imposible la recuperación de la señal.

La **correlación de las señales recibidas, con el código réplica**, (técnica Keegan) produce una señal senoidal, de frecuencia igual que la correspondiente a una de ellas, cuando coinciden en el tiempo ambos códigos (el que modula a la señal recibida y el código réplica).

La señal resultante de esta correlación estará modulada por el mensaje de navegación, por lo que, si se desea, ésta puede autocorrelarse para obtener una señal sin modular de frecuencia doble.

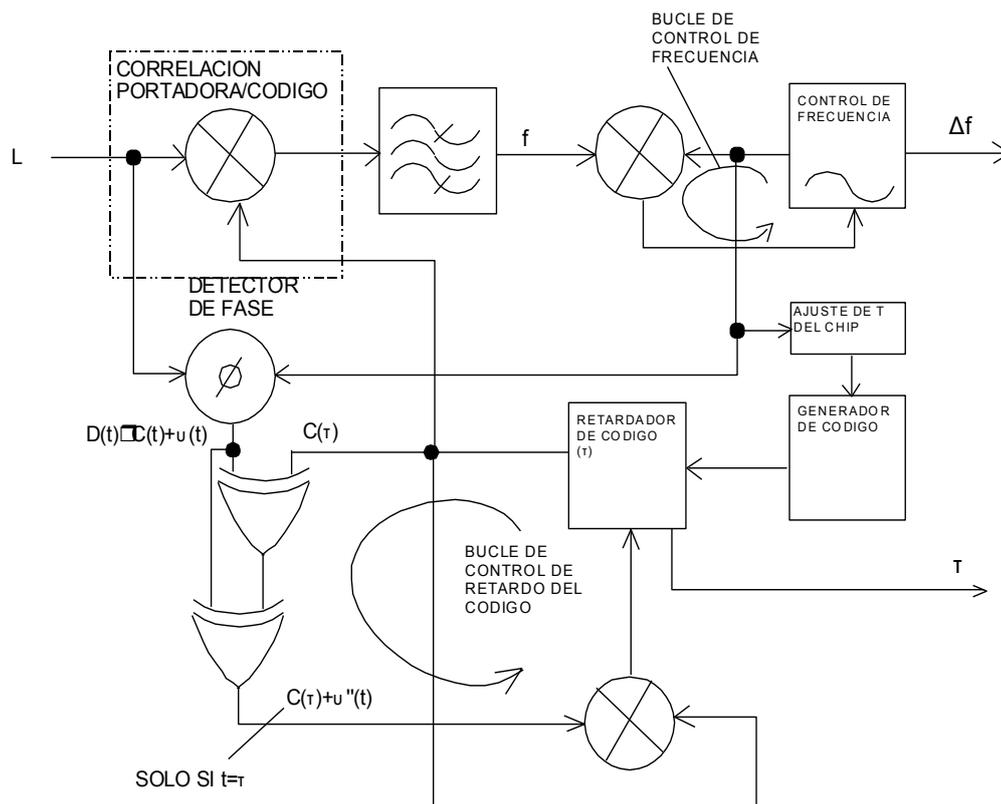


Fig. 5.19.- Esquema básico de un receptor GPS que utiliza la técnica de Keegan

Por último la tercera técnica de **correlación simultánea de portadora y código** es la más empleada en receptores que capturan solo L_1 y trabajan con el código C/A.

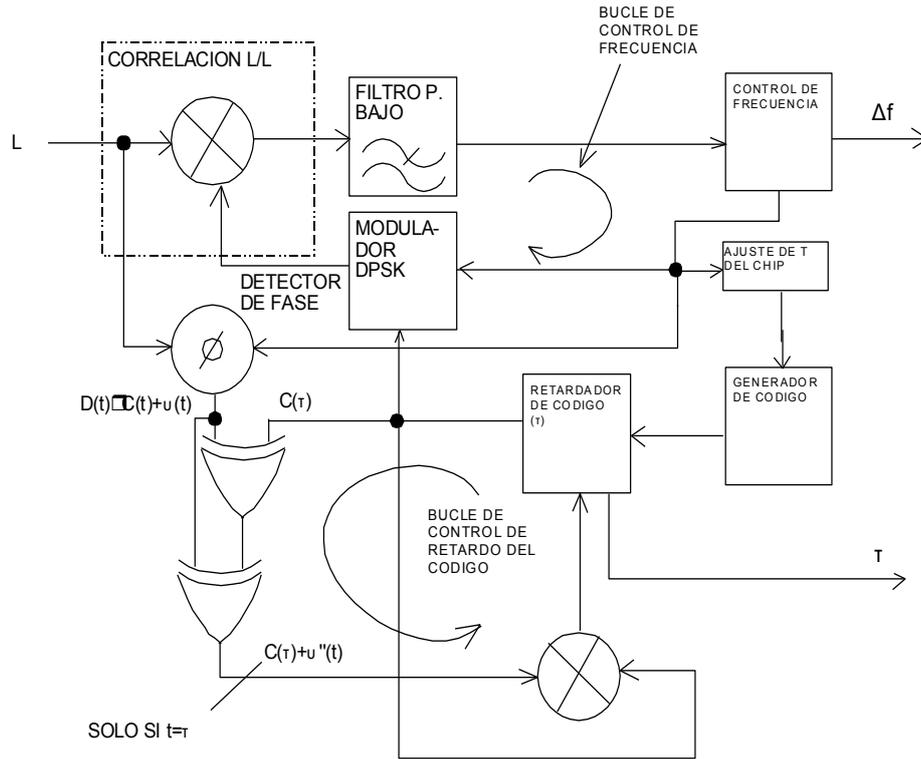


Fig. 5.20.- Esquema básico de receptor GPS con correlación simultánea de portadora y código

La señal captada por la antena (señal L_1 en el modo C/A) será de un conjunto de frecuencias de portadora de unos 1575,42 Mhz compuesta por superposición de todos los campos procedentes de los satélites que iluminan a la antena del receptor más ruido ($N(t)$), es decir:

$$\begin{aligned}
 L_1(t) &= \sum_{i=1}^n L_i \cos[\omega_i + \theta_i t + \pi(C_i(t) \oplus D_i(t))] + N(t) = \\
 &= \sum_{i=1}^n L_i c_i(t) d_i(t) \cos(\omega_i + \theta_i t) + N(t)
 \end{aligned}
 \tag{5.56}$$

en donde:

- n: es el número de satélites que iluminan
- L_i : amplitud
- ω_i : pulsación
- θ_i : fase inicial
- $C_i (c_i)$: código PRN
- $D_i (d_i)$: código NAVDATA

La señal se convierte en otra de menor frecuencia utilizando para ello un oscilador local, cuya frecuencia está sincronizada con el resto de las señales generadas en el receptor, y el correspondiente mezclador, con lo que se obtiene una primera frecuencia intermedia.

Esta señal es correlada, por medio de un comparador de fase, con una señal que está

modulada en fase por el código PRN retardado ($C(\tau)$), correspondiente al satélite (p) que se está siguiendo.

El resultado de esta mezcla será una señal de:

$$S_p = \cos(\omega_p t + \theta_p + \pi C_p(\tau)) = c_p \cos(\omega_p t + \theta_p) \quad (5.57)$$

en donde: $\alpha_i(t) = ((\omega_i - \omega_p)t + \theta_i - \theta_p)$

Las características de esta señal son las de una suma de señales sinusoidales de frecuencia $(\omega_i - \omega_p)t$ y amplitud un pseudoruido compuesto por el producto de los códigos recibidos, código réplica y mensaje de navegación.

El valor medio, la correlación, de esta señal es nulo. Si variando ω_p se consigue que esta pulsación coincida con una de las correspondientes a las señales recibidas ω_j se producirá entre ambas una diferencia de fase constante $\alpha_{pj} = \theta_j - \theta_p$, con lo que la ecuación anterior se convierte en:

$$\begin{aligned} S_r &= \sum_{i=1}^n L_i \cos[\alpha_i(t) + \pi(C_i(t) \oplus D_i(t)) \oplus C_p(\tau)] + N'(t) = \\ &= \sum_{i=1}^n L_i c_p c_i d_i \cos(\alpha_i) + N'(t) \end{aligned} \quad (5.58)$$

cuyo valor medio puede ser, si $c(\tau)$ correlaciona con c_j , $L_j D_j \cos(\alpha_{pj})$, distinto de cero normalmente. Según este resultado, deslizando ω_p se tendrá una correlación nula excepto cuando esta pulsación coincida con una (ω_j) de las correspondientes a las señales presentes en la entrada del receptor.

Para poder establecer la correlación de frecuencia, se procederá simultáneamente a retardar el código ($C(\tau)$) hasta que coincida con $C(t)$, detectando una salida no nula del correlador. Recuerdese que al sumar módulo de dos señales binarias iguales ($C(t)$ y $C(\tau)$), el resultado es cero, obteniéndose de esta manera el mensaje de navegación $D(t)$.

Existen dos bucles de control, uno de frecuencia y otro de tiempo, y el último correlador suele ser del tipo "Costas" para generar las señales seno y coseno de α_{pj} y evitar los nulos de correlación con los bucles de frecuencia y código correctamente enclavados.

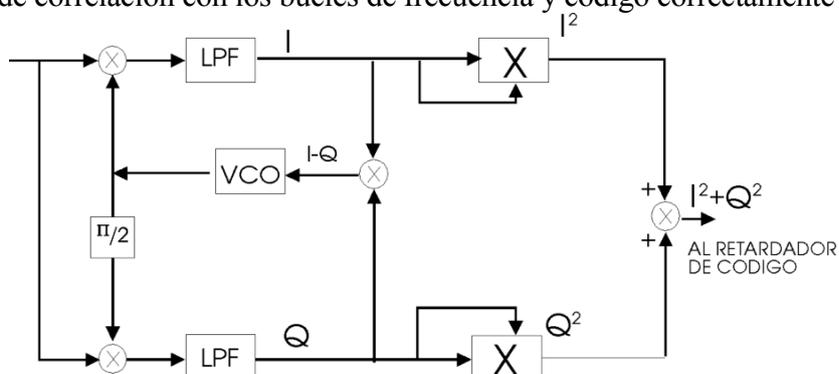


Fig. 5.21.- Señales en fase (I) y en cuadratura (Q) utilizadas en los bucles de seguimiento

de frecuencia y código

Las salidas "I" (in phase) y "Q" (quadrature) se combinan apropiadamente para gestionar el bucle de control de frecuencia y de retardo de código.

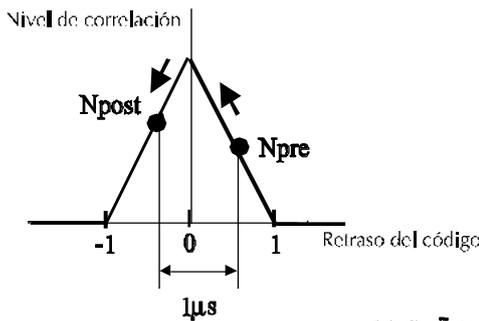
Normalmente para el bucle de control de frecuencia se emplea como realimentación la combinación I-Q que resulta ser nula para $\alpha_{pj}=\pi/4$ y varia "casi linealmente" en su entorno.

Por su parte el bucle de retardo de código utiliza la combinación $I*I+Q*Q$ que da un máximo cuando ambos códigos, el recibido y su réplica, coinciden en el tiempo pero existen fluctuaciones de la señal recibida. Por esto, la mayoría de los receptores utilizan dos códigos réplica desplazados entre si un tiempo pequeño y constante: códigos "pre" y "post" y utilizan para el control de retardo de estos códigos la señal de error:

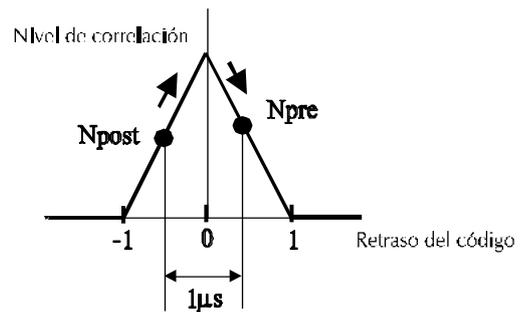
$$\epsilon = \sqrt{I_{pre}^2 + Q_{pre}^2} - \sqrt{I_{post}^2 + Q_{post}^2}$$

En la figura 5.22 se representa el principio de funcionamiento del bucle de control de retardo de código.

a) DESPLAZAMIENTO HACIA LA IZQUIERDA



(b) DESPLAZAMIENTO HACIA LA DERECHA



(c) SEÑALES NIVELADAS

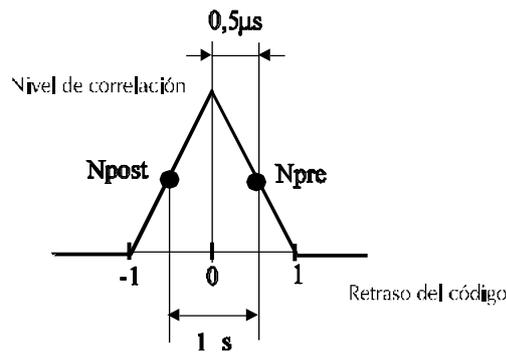


Fig. 5. 22.- Características del funcionamiento del buce de control de código que utiliza códigos réplica "Pre" y "Post"

5.6.3.- Calculador de navegación

Aunque los receptores GPS están altamente digitalizados, y por consiguiente los procesos software afectan a la práctica totalidad del mismo, podemos convenir que el calculador de navegación está constituido por un microprocesador programado para ejercer las funciones

siguientes:

- Mando y control del receptor.
- Selección de satélites.
- Aplicación de las correcciones por diversos retardos (ionosféricos, troposféricos y deriva del reloj del satélite).
- Calculo de la posición y velocidad.
- Comprobación de la validez de los resultados.
- Envío y captura de datos a/de la unidad de visualización y control.

La figura 5.23 presenta un esquema general de microprocesador aplicado como calculador de navegación a un GPS.

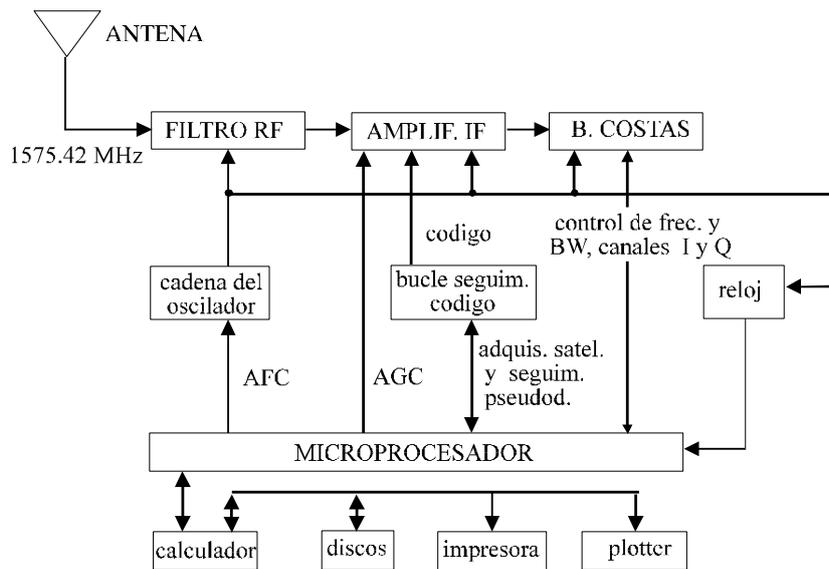


Fig. 5.23.- Esquema de un microprocesador utilizado como calculador de navegación asociado a un receptor GPS

5.6.4.- Arquitecturas de los receptores

Los circuitos presentados en el apartado 5.5.2 son capaces de correlar una frecuencia y el correspondiente código. Sin embargo, como se ha indicado, al menos es preciso seguir las señales de 4 satélites para establecer la posición. Para ello, existen las siguientes arquitecturas:

- Receptores de seguimiento secuencial.
- Receptores de seguimiento continuo.
- Receptores multiplex.

Los receptores de **seguimiento secuencial** siguen las señales los satélites necesarios utilizando uno o dos canales hardware. Este receptor sigue un satélite durante cada intervalo de tiempo requerido para realizar las medidas precisas correspondientes a ese satélite (entre 0.5 y 2 segundos), prosiguiendo sucesivamente con los restantes de igual forma.

Como puede deducirse, las características dinámicas de este tipo de receptores son malas, además el tiempo requerido para determinar la primera posición (TTFF) es grande. Por el

contrario, estos receptores se encuentran entre los más económicos.

Los receptores de **seguimiento continuo** deben tener, al menos, cuatro canales hardware, cada canal se encarga del seguimiento de un satélite distinto. Por su propia concepción, sus características dinámicas son excelentes, sin embargo son complejos y, por tanto, caros.

El tipo de receptores más empleado es el denominado **multiplex**. Este receptor sigue simultáneamente, al menos, cuatro satélites distribuyendo el tiempo en intervalos pequeños (típicamente de 1/200 de segundo) que se asignan al seguimiento de cada satélite. Las muestras de datos son procesadas por el software del receptor para llevar a cabo los procesos de seguimiento de portadora y código correspondientes a cada satélite, la extracción de los mensajes de navegación correspondientes y de determinación de la posición.

Se puede decir que este tipo de receptor es del tipo "tiempo compartido": el canal hardware es compartido por todas las señales recibidas, lo que conduce a la eliminación de errores de polarización, producidos por diferencias en las características de canales hardware diferentes, que se dan en los receptores de seguimiento continuo.

Normalmente, el número de canales de un receptor es del orden de 5 a 6 puesto que lo necesario para la determinación de la posición es el seguimiento de 4 satélites (en 3D) o de 3 (en 2D). La selección de las señales de los satélites que participan en el proceso se hace atendiendo a la geometría que produzca menor error de dilución. Sin embargo, en situaciones en las que las señales de alguno de los satélites desaparece, si no se está siguiendo a otros satélites, se perderá la posibilidad de determinar la posición durante el tiempo necesario para la captura de uno nuevo o recuperar la señal perdida.

Por ello, en la actualidad se dispone de receptores que son capaces de seguir hasta 12 satélites y se mantiene la continuidad en la determinación de la posición, aunque algunas de las señales desaparezcan.

En la tabla siguiente se resumen las características dinámicas típicas de los distintos tipos de arquitectura enunciados previamente:

TIPO DE SEGUIMIENTO DE SATÉLITE POR EL RECEPTOR	TIEMPO TÍPICO DE ADQUISICIÓN DEL PRIMER FIJO	VALOR TÍPICO DE ACELERACIÓN MÁXIMA
SECUENCIAL	4.0 MINUTOS	1g
CONTINUO	1.3 MINUTOS	10g
MULTIPLEXADO	2.5 MINUTOS	4g

5.7.- ERRORES DEL GPS EN LA DETERMINACIÓN DE LA POSICIÓN

Las observaciones GPS se ven afectadas por errores que se producen en la estimación final de la posición del usuario.

El error resultante en la determinación de la posición depende de dos factores:

- El error en la determinación de cada parámetro suponiendo que es independiente de la fuente de información y del receptor. A este error se le denomina **UERE** (Error equivalente en la determinación de distancia por el usuario).

- Dilución de la precisión (**DOP**), determinada por la geometría relativa dada por la posición de los satélites y el receptor.

Hay que hacer notar que el valor del DOP es siempre mayor de 1, de lo que se desprende que el error mínimo esperable en la determinación de la posición sea mayor que el error en la determinación de cada una de las distancias (UERE).

5.7.1.- Errores en la determinación de la distancia (UERE)

Los errores que se producen en la determinación de cada una de las distancias entre el satélite y el receptor pueden clasificarse en:

- Errores provocados.
- Sesgos.
- Errores aleatorios.

Los **errores provocados** son aquellos que produce deliberadamente el Departamento de Defensa Americano y que se denominan **Disponibilidad Selectiva (SA)** (afectan a los tiempos de referencia de los satélites y a las efemérides) Su corrección sólo es posible con técnicas diferenciales.

Sesgos o errores sistemáticos son aquellos que, por su naturaleza, pueden ser modelizados y minimizados a través de la utilización de modelos adecuados que permitan su estimación. Los sesgos pueden clasificarse según su origen en:

- Sesgos de efemérides.
- Sesgos del reloj del satélite.
- Sesgos debidos a la propagación de la señal.

Los **sesgos de efemérides** son debidos a las desviaciones de la posición real del satélite respecto de la posición transmitida en el mensaje de navegación. Las causas de estas desviaciones son: las anomalías gravitacionales de la tierra y la influencia de campos gravitatorios de otros cuerpos celestes, la fricción atmosférica que es muy pequeña debido a la altura de las órbitas y a la presión de la radiación que depende de la diferencia entre la energía que incide sobre el satélite y la que emite el mismo.

Los factores anteriores hacen que el cálculo preciso de la posición instantánea del satélite tiene que contar con factores de corrección adicionales.

Los **sesgos de reloj** se deben a la diferencia entre el reloj de referencia (establecido por la estación maestra del GPS y supervisado por el USNO u observatorio naval de USA) y el reloj del satélite que presenta problemas de ruido, a corto plazo, y de deriva a largo plazo.

El tiempo de cada satélite está relacionado con el tiempo de referencia GPS a través de la ecuación:

$$(5.69)$$

$$t = t_{s/c} - \Delta t_{s/c}$$

en donde:

t: es el tiempo GPS

$t_{s/c}$: es el tiempo marcado por el satélite cuando transmite la señal

$\Delta t_{s/c}$: es el offset entre el tiempo del reloj del satélite y el tiempo maestro.

Este tiempo de offset está modelizado por la ecuación:

$$\Delta t_{s/c} = \alpha_1 + \alpha_2(t - t_{oc}) + \alpha_3(t - t_{0c}) + \Delta t_r \quad (5.70)$$

Donde:

$\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$: coeficientes del polinomio representativo del offset de fase, frecuencia y deriva de frecuencia del reloj del satélite, transmitidos por el mensaje de navegación

Δt_r : el término de corrección relativista

t_{oc} : el instante o época a la que está referido el cálculo del offset.

La frecuencia recibida, procedente del satélite, discrepa de la transmitida por:

- Diferencia entre los intervalos de tiempo medidos en la referencia "satélite" y en la referencia "receptor" debido a la velocidad de ambos sistemas de referencia, justificada por la teoría especial o restringida de la relatividad.

- Efecto de la aceleración "equivalente", producida por el campo gravitatorio, a que están sometidos ambas referencias, y que se justifica con la teoría generalizada de la relatividad.

- Desviación de frecuencia recibida por efecto Doppler.

El resultado de estos efectos se puede expresar por la fórmula:

$$f_r = f_t \left[1 + \frac{\phi_t - \phi_r}{c^2} + \frac{1}{2} \left(\frac{v_r^2}{c^2} - \frac{v_t^2}{c^2} \right) + \frac{\bar{k}}{c} (\bar{v}_t - \bar{v}_r) \right] \quad (5.71)$$

En donde los tres términos son:

$\phi = -GM/r$ representa el potencial gravitatorio (teoría generalizada)

$v_{r,t}$: velocidades respecto al geocentro de la tierra (teoría restringida)

término debido al efecto Doppler (no se considera ya que su efecto se autocorrigie)

Los subíndices t y r se refieren a los sistemas "satélite" y "receptor"

El término debido a la relatividad restringida, considerando órbitas "casi circulares" y que la velocidad del satélite es de unos 3863 m/s, muy superior a la del receptor (un punto fijo a la superficie en el ecuador se desplaza a unos 464m/s), puede aproximarse por:

$$\left(\frac{f_r - f_t}{f_t}\right) \sim -\frac{1}{2} \frac{v_t^2}{c^2} \sim 0.83 \cdot 10^{-10}$$

Del mismo modo, considerando de nuevo órbitas circulares, el término debido a la gravedad se puede aproximar por:

$$\left(\frac{f_r - f_t}{f_t}\right) = g \frac{r}{c^2} \left(1 - \frac{r}{R}\right) \sim 5.3 \cdot 10^{-10}$$

en donde:

$r=6378^k$ m es el radio medio de la tierra.

$R=26561$ km el radio medio de la órbita.

Obsérvese que estas dos correcciones se aproximan a constantes. Para cancelar este efecto sobre la medida de tiempo, los osciladores de referencia de los satélites, que nominalmente oscilan a 10.23Mhz, se les hace oscilar a unas décimas de HZ menos.

Según lo mencionado previamente, tanto el efecto Doppler como los componentes debidos a las teorías restringida y general de la relatividad no hay que incluirlos en el término de corrección),

De todos modos, la hipótesis de órbita circular no se satisface exactamente, ya que las órbitas tienen una excentricidad ($e < 0.02$) que hace que el campo gravitatorio del satélite y la velocidad del mismo varíen resultando un término de corrección relativista que viene dado por:

$$\Delta t_r = k \frac{e}{100} \sqrt{R_{sv}} \text{sen}(30^\circ t_1) \tag{5.72}$$

en donde:

$$k = 4.44 \cdot 10^{-10}$$

e = máxima excentricidad en %

t_1 = tiempo transcurrido desde el inicio de una nueva órbita

La corrección del sesgo del reloj del satélite es tanto más imprecisa cuanto más tiempo haya desde el instante de referencia (t_{oc}) en que se cargaron los parámetros α_i .

Los **sesgos por propagación de la señal** se deben fundamentalmente al efecto ionosférico, aunque también afecta el efecto troposférico. Es importante en la determinación de la posición 3D puesto que afecta especialmente a la componente vertical de la posición.

Las señales de carácter EEM, al atravesar la ionosfera, disminuyen su velocidad de propagación, lo que se traduce, a nivel de receptor, en un retraso en la señal recibida.

Las frecuencias altas atraviesan con poco retraso esta capa, siendo el retraso inversamente proporcional al cuadrado de la frecuencia. Esta ley cuadrática es la que permite minimizar el error de propagación en receptores que trabajan con las dos frecuencias (L_1 y L_2).

Si llamamos R_1 a la distancia obtenida trabajando con la portadora L_1 y R_2 a la obtenida a partir de L_2 , según la ley expresada anteriormente se puede poner:

$$R_1 = R + \frac{k}{f_1^2}$$

$$R_2 = R + \frac{k}{f_2^2}$$

de donde se obtiene:

$$R = \frac{R_1 - \left(\frac{f_2}{f_1}\right)^2 R_2}{1 - \left(\frac{f_2}{f_1}\right)^2} \tag{5.74}$$

Siendo R la distancia corregida en su error ionosférico

Para receptores que solo admiten L₁ la corrección se hace valiéndose de un modelo ionosférico que utiliza datos contenidos en el mensaje de navegación y que son capaces de atenuar este error en un 75% aproximadamente.

Los receptores realizan la corrección por efecto troposférico para compensar el retraso de las señales emitidas por los satélites a su paso por la troposfera.

Existen varios modelos para corregir este efecto, sin embargo, el más utilizado es el que considera que el retraso se debe a la suma de dos términos "seco" y "húmedo". La expresión matemática es:

$$\Delta t_T = f_S M_S + f_H M_H$$

en donde:

f_S= coeficiente seco, función del ángulo de elevación.

f_H= coeficiente húmedo, función del ángulo de elevación.

M_S= modelo seco, función de T, p, H.

M_H= modelo húmedo, función de T, p, H y vapor de H₂O.

Los **errores aleatorios** son aquellos cuya naturaleza no permite su modelización y no pueden ser reducidos, salvo por técnicas de filtrado recursivo. Pueden ser: errores aleatorios en el reloj del satélite, efectos no determinables sobre la propagación de la señal, errores por multi-trayectorias de las señales recibidas y errores no determinables del receptor.

En la siguiente tabla se resumen las fuentes de error así como sus valores característicos:

SEGMENTO	FUENTES DE ERROR	ERROR (m)	
		CÓDIGO C/A	CÓDIGO P
ESPACIAL	- Estabilidad del reloj	3.3	3.3

	- Predicción de las perturbaciones del satélite	1.0	1.0
	- Otros	1.0	1.0
CONTROL	- Predicción de efemérides e implementación del modelo.	4.2	4.2
	- Otros	0.9	0.9
USUARIO	-	7.5	2.3
	Compensación del retraso ionosférico		
	- Compensación del retraso Troposférico	2.0	2.0
	- Ruido y resolución del receptor	7.5	1.5
	- Multisenda	1.2	1.2
	- Otros	0.5	0.5
SISTEMA	UERE total	12.2	6.6

5.7.2.- Dilución de la precisión (DOP)

El error medio de determinación de la distancia (UERE) tiene que ser multiplicado por el factor de dilución, para dar el error en la determinación de la posición.

Dentro del concepto de DOP, se han definido en el GPS los siguientes factores de dilución, según las variables involucradas:

- **GDOP:** Dilución de la precisión geométrica considerando las tres coordenadas de posición y el estado del reloj.

- **PDOP:** Dilución de la precisión de la posición considerando las tres coordenadas de la posición.

- **TDOP:** Dilución de la precisión del tiempo considerando solamente el estado del reloj.

- **HDOP:** Dilución de la precisión en posición horizontal (considerando solamente las dos coordenadas de la posición horizontal).

- **VDOP:** Dilución de la precisión en posición vertical considerando sólo la altitud.

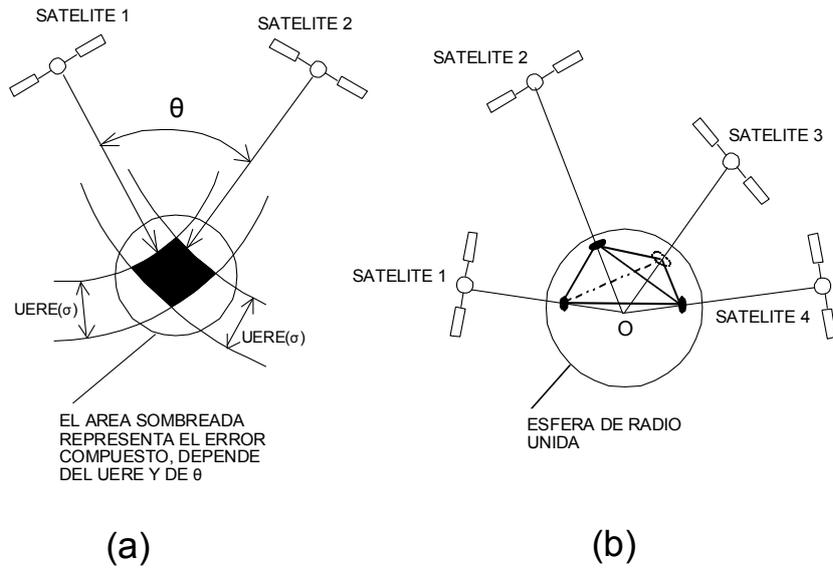


Fig. 5.24.- Representación gráfica, en dos dimensiones, del DOP (a) y tetraedro para su evaluación con 4 satélites en el GPS (b).

Se presenta las zonas dentro de las cuales se encuentra el verdadero valor de cada distancia (R_i), determinadas por el UERE, y el área intersección en donde se encuentra la posición del receptor.

En el caso del GPS, el factor de dilución se determina gráficamente como el inverso del volumen del tetraedro representado.

Los factores anteriores se pueden poner en función de las desviaciones medias cuadráticas sobre los ejes de referencia, en los que han sido establecidas las coordenadas del punto de recepción, resultando en cada caso:

$$GDOP = \sqrt{\frac{\sigma_{u_x}^2 + \sigma_{u_y}^2 + \sigma_{u_z}^2 + \sigma_{u_t}^2}{UERE^2}} \quad PDOP = \sqrt{\frac{\sigma_{u_x}^2 + \sigma_{u_y}^2 + \sigma_{u_z}^2}{UERE^2}}$$

$$HDOP = \sqrt{\frac{\sigma_{u_x}^2 + \sigma_{u_y}^2}{UERE^2}} \quad VDOP = \sqrt{\frac{\sigma_{u_z}^2}{UERE^2}} \quad TDOP = \sqrt{\frac{\sigma_{u_t}^2}{UERE^2}} \quad (5.75)$$

siendo para $i=x,y,z$ y t

$$\sigma_{u_i} = \left(\frac{\partial u_i}{\partial R_1} + \frac{\partial u_i}{\partial R_2} + \frac{\partial u_i}{\partial R_3} + \frac{\partial u_i}{\partial R_4} \right) UERE$$

Hay que hacer notar que los dos componentes que más afectan al error de posicionamiento son la disponibilidad selectiva (SA) y el factor de dilución, siendo éste en su menor valor un elemento fundamental en la selección de los satélites.

5.7.3.- Errores por multisenda

Cuando el receptor GPS está montado sobre una aeronave en vuelo puede ignorarse el efecto multisenda. Sin embargo, cuando este receptor se encuentra sobre el terreno y la antena tiene un diagrama de radiación ancho y capaz de capturar señales próximas al horizonte, el efecto multisenda puede adquirir importancia y hacer que los errores de posicionamiento sean muy superiores a los esperables. Este caso es el que se produce en receptores GPS utilizados en estaciones DGPS.

La aparición en el receptor de señales reflejadas, acompañando a la señal directa de un satélite hace que los bucles de control de frecuencia y retardo del código réplica se enclaven en puntos diferentes a los que corresponderían a la señal directa.

Si representamos a la señal directa (D(t)) por:

$$D(t) = c(t) \cdot \text{sen}(\omega t) + N(t) \quad (5.76)$$

Las componentes reflejadas se podrán poner como:

$$R(t) = \sum a_i c \left(t - \frac{\Delta d_i}{c} \right) \cdot \text{sen} \left(\omega t - \frac{2\pi \Delta d_i}{\lambda} \right)$$

donde:

- a_i: amplitud, relativa a la señal directa, de la reflexión iésima.
- c(t): código C/A del satélite.
- N(t): ruido Gaussiano en el que se incluye el código P más otras fuentes aleatorias de ruido.
- Δd: diferencia de caminos entre la señal directa y reflejada.
- c: velocidad de la luz
- d: longitud de onda de la señal.

De la misma forma el código réplica, modulando a la frecuencia del oscilador local, lo podemos representar por:

$$G(t) = c(t + \epsilon) \cdot \text{sen} \left(\omega t + \frac{2\pi c \epsilon}{\lambda} + \alpha \right)$$

siendo ε la diferencia de tiempos entre el código réplica y el de la señal directa para tener una máxima correlación entre ambas

Se ha supuesto que existe enclavamiento de frecuencia del oscilador local con la señal recibida (se considera la pulsación igual a la de la señal recibida), siendo su fase inicial α.

Las señales I y Q resultantes serán:

$$I = c(t) \cdot c(t + \epsilon) \cdot \text{sen} \left(\frac{2\pi c \epsilon}{\lambda} + \alpha \right) + \sum a_i c \left(t - \frac{\Delta d_i}{c} \right) \cdot c(t + \epsilon) \cdot \text{sen} \left(\alpha - \frac{2\pi \Delta d_i}{\lambda} + \frac{2\pi c \epsilon}{\lambda} \right)$$

$$Q = c(t) \cdot c(t + \epsilon) \cdot \cos\left(\frac{2\pi c\epsilon}{\lambda} + \alpha\right) + \sum a_i c\left(t - \frac{\Delta d_i}{c}\right) \cdot c(t + \epsilon) \cdot \cos\left(\alpha - \frac{2\pi \Delta d_i}{\lambda} + \frac{2\pi c\epsilon}{\lambda}\right)$$

Si se utiliza para control de retraso del código réplica el máximo de la función $I \cdot I + Q \cdot Q$, ya no existirá una solución única, por lo que, en general, el retraso será mayor que el que correspondería al caso de no existencia de multirayecto.

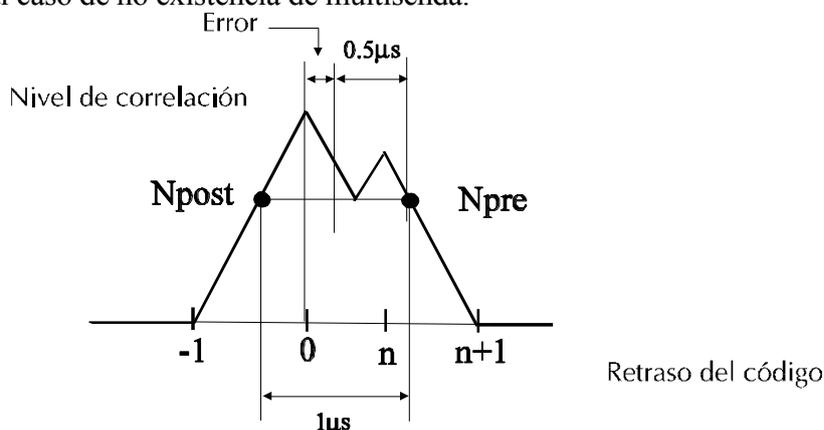


Fig. 5.25.- Visualización del error en reflexión única en la evaluación de la Pseudodistancia producido por multirayecto

5.8.- OBSERVABLES DEL GPS

Aunque los observables más empleados para aplicaciones cinemáticas son la pseudodistancia (para la fijación de la posición) y la delta-distancia (para la determinación de la velocidad), existen otras dos magnitudes cuya observación permite la obtención de parámetros de posición o cinemáticos:

- Medida Doppler.
- Medida de la diferencia de fase.

5.8.1.- Medida Doppler

En este caso el observable es la variación de la frecuencia de la señal recibida, debido al componente relativo de velocidad entre el satélite y el receptor. Este observable, denominado a la salida del receptor "deltarange ó deltadistancia", representa la variación de la distancia satélite receptor por unidad de tiempo.

La variación de la distancia entre receptor y satélite, partiendo de un instante inicial t_0 , (deltadistancia) puede obtenerse por integración:

$$\Delta R = \int_{t_0}^{t_1} v dt \tag{5.77}$$

$$\Delta R = \frac{c}{f} \int_{t_0}^{t_1} \Delta f dt$$

siendo v la velocidad relativa entre receptor y satélite

(5.78)

Es la "cuenta Doppler" y su determinación se hace contando el número de ciclos que corresponde a la diferencia de frecuencia en el intervalo de observación (t_0, t_1),

Pero como, a través del mensaje de navegación, se conocen las posiciones de los satélites en ambos instantes, el "deltarange" determina un lugar geométrico, que es un hiperboloide de revolución, en el que debe de encontrarse el punto de recepción. La intersección de estos hiperboloides determina la posición de este punto.

La diferencia de frecuencias, recibida y generada por el receptor, es debida además a la no coincidencia entre las frecuencias transmitida por el satélite y la generada en el receptor. Esta diferencia desconocida añade una incógnita más a la determinación de la posición, por lo que serán necesarios cuatro satélites.

La precisión inherente es del orden de un ciclo, lo que utilizando períodos de observación grandes que dan lugar a "cuentas Doppler" elevadas, producen muy buenas precisiones.

Esta técnica requiere que el receptor no se mueva apreciablemente durante el intervalo de observación, y por ello no se utiliza en aplicaciones cinemáticas.

5.8.2.- Medida de la diferencia de fase

El observable, en este caso, es la fase de la señal resultante de mezclar la señal recibida (una vez convertida en senoidal) con una señal de referencia generada en el receptor.

La medida de esta diferencia de fase observada puede procesarse de diferentes formas para dar la posición relativa del punto de recepción. En todo caso, el posicionamiento utilizando esta técnica es **relativo**: determina el vector de posición (X,Y,Z) respecto de una posición base conocida.

Las técnicas empleadas son:

- La **simple diferencia de fase** (entre receptores) consiste en establecer la diferencia de fase de la señal mezclada, procedente de dos receptores, obtenida del seguimiento de un mismo satélite. Al emplearse señales de un único satélite, esta técnica cancela el offset del reloj del satélite.

- La **doble diferencia de fase** (entre receptores y satélites) se obtiene restando la simple diferencia de un satélite, la de otro, y el resultado se resta. Con esta técnica se cancelan los offset de los satélites y de los receptores.

- La **triple diferencia de fase** (entre receptores, satélites e instantes) es la diferencia entre la doble diferencia en un instante y la misma doble diferencia en otro instante. En este caso la ambigüedad de fase puede eliminarse.

Todas estas medidas se basan en la medida de fase obtenida en un receptor al mezclar la señal

recibida con la generada por el receptor. Esta medida básica se denomina **observable pura**.

En el caso de la **observable pura** de fase, lo que se sigue es la fase de la señal recibida, que corresponde al término de fase de una señal armónica:

$$\phi_s = f_s t - f_s \frac{\rho}{c} + \phi_{s0} \quad (5.79)$$

En donde:

- ϕ_s : fase registrada en el receptor.
- $f_s t$: avance de fase correspondiente a la frecuencia del transmisor (f_s).
- $f_s \rho/c$: retraso de fase correspondiente a la distancia (ρ) recorrida por la señal.
- ϕ_{s0} : fase inicial en el transmisor.

Por otra parte, la señal generada por el receptor tendrá un término de fase que se puede poner como:

$$\phi_r = f_r t + \phi_{r0} \quad (5.80)$$

Así, la fase de la señal resultante del batido de las señales recibida del satélite y generada por el receptor es la diferencia de ambas:

$$\phi_r^s = f_r t - f_s t + f_s \frac{\rho}{c} + \phi_{r0} - \phi_{s0} \quad (5.81)$$

Una vez que se establece el seguimiento de fase se ignora el número de ciclos (N , llamado término de ambigüedad) de diferencia que existe entre las fases recibida y generada,, por tanto, debería ponerse como:

$$\phi_r^s = f_r t - f_s t + f_s \frac{\rho}{c} + \phi_{r0} - \phi_{s0} + N \quad (5.82)$$

La observación de esta fase, permite establecer la ecuación anterior, en la que subsisten un número significativo de incógnitas, de forma que son precisas múltiples observaciones, relativas a uno o a varios satélites para poder establecer la posición relativa de un punto respecto a otro ya conocido. Se puede disminuir el número de estas incógnitas utilizando los métodos de las **diferencias de fase** descritos.

Supongamos un caso de simple diferencia de fase, en el que los puntos en donde se captan las dos señales del satélite se encuentran en el plano de la órbita del mismo. Se considera que

la órbita es circular y que las frecuencias del satélite y de los receptores son iguales, así como sus fases iniciales.

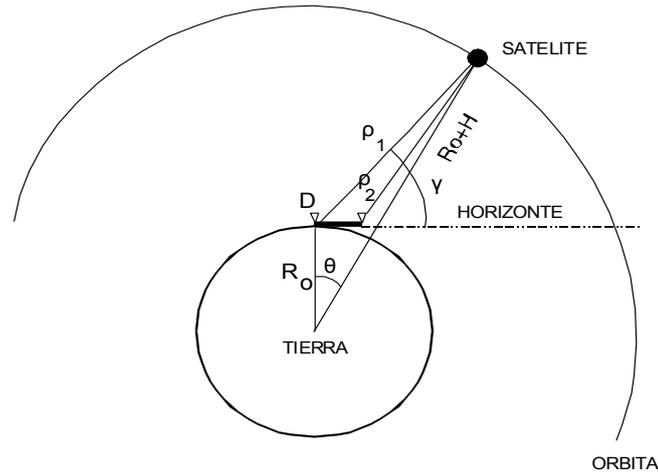


Fig. 5.26.- Esquema simplificado para presentar la técnica de la simple diferencia de fases siguiendo el satélite a partir del horizonte

En estas condiciones, la ecuación (5.82) se reduce a:

$$\phi_{ri}^s = f_s \frac{\rho_i}{c} + N_i \quad (5.83)$$

y la diferencia de fases entre las señales de cada receptor resultan ser:

$$\phi_{r1}^s - \phi_{r2}^s = f_s \frac{\rho_1 - \rho_2}{c} + N \quad (5.84)$$

en donde $N=N_1-N_2$ es el término de ambigüedad.

Según la figura antes representada se tienen las siguientes relaciones trigonométricas:

$$\rho_1^2 = R_0^2 + (R_0 + H)^2 - 2R_0(R_0 + H) \cos \theta$$

$$\rho_2^2 = D^2 + \rho_1^2 - 2D\rho_1 \cos \gamma$$

donde:

- D: distancia a determinar (incógnita)
- ρ_1 : distancia base-satélite.
- ρ_2 : distancia punto desconocido-satélite.
- θ : ángulo del vector de posición del satélite.
- γ : ángulo de ρ_1 con el horizonte ($90^\circ - \arcsen((\rho_0+H)\text{sen}\theta/\rho_1)$).

Si se conoce la posición del satélite en todo instante, a través de θ , ρ_1 queda y ρ_2 queda en función de D.

Por tanto $\Delta\rho=\rho_1-\rho_2$ de la ecuación (5.84) es función de D, que junto con N, representan las dos incógnitas de esa ecuación.

Así, si se toman más muestras de diferencia de fase podrá hacerse una determinación de D

con más precisión.

Por supuesto, el planteamiento anterior es muy simplificado, pero establece el principio del posicionamiento relativo, basado en la observación de la fase de la señal proveniente de los satélites.

5.9.- EL GPS DIFERENCIAL (DGPS)

La precisión del GPS está establecida en 100m (95% de probabilidad) con la disponibilidad selectiva activada y utilizando el código CA. Este nivel de servicio se denomina SPS (Standard Positioning Service)

Para la Navegación Aérea en ruta esta precisión es normalmente suficiente e incluso mejor que la suministrada por otros medios de navegación clásicos, pero insuficiente para la realización de maniobras especiales, como es el caso de la maniobra de aproximación de precisión.

Para mejorar la precisión del GPS, sin necesidad de utilizar el servicio PPS (Precision Positioning Services), se puede utilizar el concepto de GPS diferencial o DGPS.

El fundamento del GPS diferencial se basa en la consideración de que, en un instante dado, las perturbaciones que sufre la EEM son aproximadamente iguales en zonas relativamente próximas. Considerando que la altura de la constelación NAVSTAR, está situada a unos 20.000 Km., la geometría observada desde el receptor en un entorno de 200 Km. será prácticamente idéntica.

Por otra parte los errores de efemérides y de reloj de los satélites también serán las mismas y, por último, los efectos ionosféricos y troposféricos, si no son iguales, serán muy parecidos.

Para emplear la técnica diferencial es necesario que en la medida de las pseudodistancias, tanto en el receptor usuario como el de referencia, no se introduzcan ninguna corrección, para que la corrección se construya y aplique sobre la "pseudodistancia bruta" en ambos casos y produzca resultados coherentes.

5.9.1.- Técnicas DGPS

Se sitúa un receptor GPS de referencia, en un punto de coordenadas conocidas, se determinan las coordenadas GPS de esta estación, como si se tratara de un usuario normal y se establecen las diferencias entre ambas coordenadas, las medidas y las correspondientes conocidas la estación.

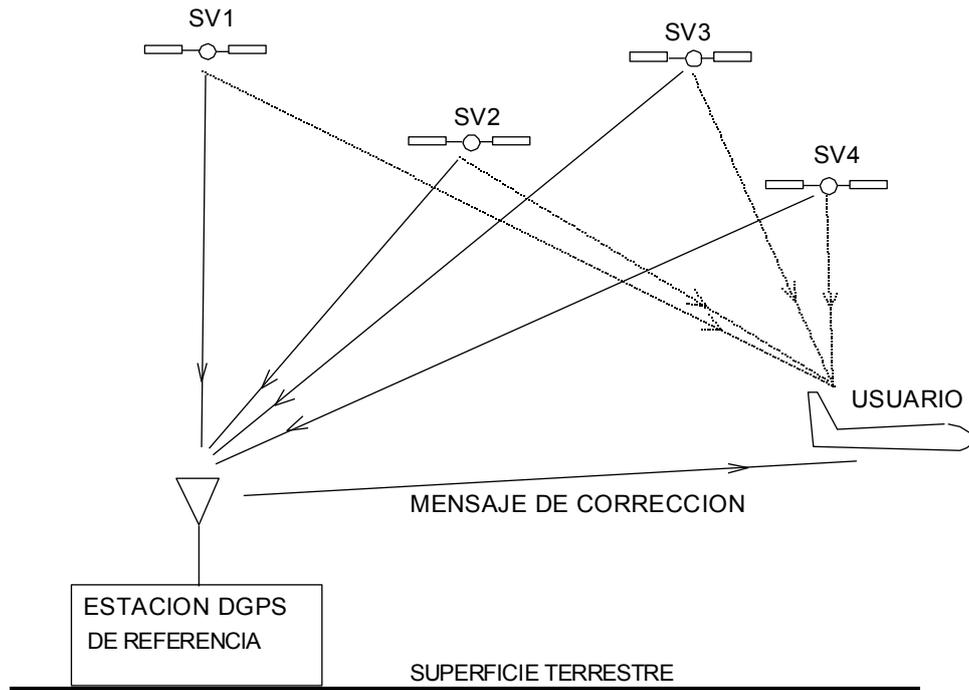


Fig. 5.27.- Principio de funcionamiento del DGPS

Una vez determinados estos errores, se radiodifunden, a través de un transmisor asociado a la estación de referencia, en forma de mensaje de corrección. Esta señal, que podrá ser captada por un receptor situado en las proximidades, permitirá efectuar las mismas correcciones que la estación GPS, mejorando así su precisión mediante varios métodos;

a.- Método 1: enlace ascendente (uplink) de correcciones de pseudodistancia.

En este caso la estación de referencia tiene que transmitir la diferencia entre las pseudodistancias medidas y la distancia real para todos los satélites a la vista.

Los datos que, como mínimo, debe de transmitir la estación de referencia son:

- Correcciones de pseudodistancia para cada satélite visible.
- Velocidad de cambio de las correcciones para cada satélite.
- Edad de los datos de efemérides (AODE) empleados por la estación de referencia.

b.- Método 2: enlace ascendente (uplink) de error de la posición de referencia.

Se transmite el error de posición medido en la estación monitora, en este caso, el usuario debe seleccionar los mismos satélites que utilizó la estación para la medida.

Los datos que debe emitir, como mínimo, la estación de referencia deben ser:

- Correcciones Δx , Δy , Δz de posición.
- Satélites utilizados en el cálculo de la posición.
- Edad de los datos de efemérides (AODE) empleados en la estación de referencia.

c.- Método 3: pseudosatélites o pseudolites

Además de transmitir, como en el método 1 las correcciones de las pseudodistancias, consiste en una red de estaciones en tierra que además emite los códigos de identificación propios, como si se tratara de un satélite.

5.9.2.- Mensajes DGPS RTCM

La Comisión Radiotécnica Marítima (RTCM) desarrolló los estándares correspondientes a los mensajes de corrección diferencial.

El formato del **mensaje diferencial** definido por la RTCM tiene una estructura similar a la del mensaje de navegación transmitido por los satélites. Está constituido por una trama básica, de longitud variable, que contiene palabras de 30 bits cada una y con una velocidad de transmisión de 50bps.

El mensaje de corrección está formado por dos palabras fijas, seguidas por el mensaje de navegación propiamente dicho. El contenido de estas palabras es:

-Primera Palabra (30 bits):

- Preámbulo (8 bits)
- Tipo de mensaje (4 bits)
- Identificación de la estación (12 bits)
- Paridad (6 bits)

- Segunda palabra (30 bits):

- Contador Z o sincronismo (13 bits)
- Número de secuencia (3 bits)
- Longitud del mensaje en palabras (5 bits)
- Salud de la estación (3 bits)
- Paridad (6 bits).

- Tercera palabra (longitud variable): pueden definirse hasta 16 tipos de mensaje diferentes:

NUMERO DE ASIGNACIÓN	TIPO DE MENSAJE
1	CORRECCIONES DIFERENCIALES
2	DIFERENCIAS EN LAS CORRECCIONES DIFERENCIALES
3	PARÁMETROS DE LA ESTACIÓN
4	FASE DE PORTADORA
5	SALUD DE LA CONSTELACIÓN
6	TRAMA NULA
7	ALMANAQUE DE LA ESTACIÓN
8	ALMANAQUE DEL PSEUDOSATÉLITE
9	CORRECCIONES DIFERENCIALES DE ALTA VELOCIDAD

NUMERO DE ASIGNACIÓN	TIPO DE MENSAJE
10	CORRECCIONES DIFERENCIALES CÓDIGO P
11	DIFERENCIAS EN CORRECCIONES CÓDIGO C/A L1 Y L2 (RESERVADO)
12	MENSAJE DE SALUD
13	SIN DEFINIR
14	SIN DEFINIR
15	SIN DEFINIR
16	MENSAJES ESPECIALES

Los dos problemas básicos del DGPS son:

- El área de cobertura, estará limitada por las características de propagación de la portadora que se utilice en la emisión de estos mensajes y por la decorrelación de las correcciones entre puntos que estén muy alejados, excepto si el mensaje de corrección contiene las correcciones sobre las efemérides y el error de tiempos de cada satélite, principalmente debidas a la disponibilidad selectiva. En este caso, la utilidad de los mensajes de corrección no tiene limitaciones espaciales por decorrelación. Esta técnica se denomina WADGPS ó DGPS de área extendida.
- El intervalo de tiempo entre mensajes de corrección, afecta básicamente a las maniobras de precisión, requeridas en las proximidades de los aeropuertos. Por ello, parece más apropiado utilizar la técnica de los pseudosatélites o modificar la velocidad de transmisión de los mensajes de corrección.

5.9.3.- Sistema de aproximación DIAS

La Comisión Radiotécnica Aeronáutica ha desarrollado la normativa que debe regir para una estación diferencial GPS utilizada como sistema de aproximación de precisión (DIAS) como complemento a la especificación de la RTCM.

El DIAS (DGPS Instrument Approach System) utiliza el concepto RNP en lo relativo a los parámetros de precisión, disponibilidad, integridad y continuidad de servicio. Estos parámetros han sido definidos para soportar la categoría SCAT-I (Categoría I especial) análoga a la CAT-I del ILS utilizando DGPS.

En lo que se refiere a la **precisión**, el DIAS debe satisfacer unos requisitos entorno al segmento de aproximación final (FAS), definido como la recta que une los puntos GPIWP (punto de intersección con la senda de descenso) y el TCWP (punto de paso sobre el umbral de pista).

Entorno al FAS se requiere la provisión de guiado proporcional, tanto lateral como vertical. Este guiado proporcional se presenta de forma análoga a la del equipo de a bordo ILS. Para el guiado lateral la deflexión de la aguja indica el apartamiento angular del eje de pista, tomando como origen el punto TCWP, ajustado de manera que el fondo de escala represente un ángulo de 4° de apartamiento. Para el guiado vertical la sensibilidad puede ser de 0.7° para el fondo de escala o constante hasta el TCWP.

El volumen protegido, alrededor del FAS, se determina basándose en las mencionadas RNP, dando lugar al concepto de "túnel". Sus dimensiones determinan las separaciones de las

aeronaves con el terreno o con otras aeronaves. Para el DIAS se definen dos túneles: uno interno, de "precisión" determinado por el área transversal que determina el 95% de los errores totales de posición (TSE); el otro, de "contención" que determina la región transversal que cualquier parte de una aeronave no puede traspasar más de una vez cada 10^7 aproximaciones. Las características de estos túneles para un aproximación de 3° de pendiente.

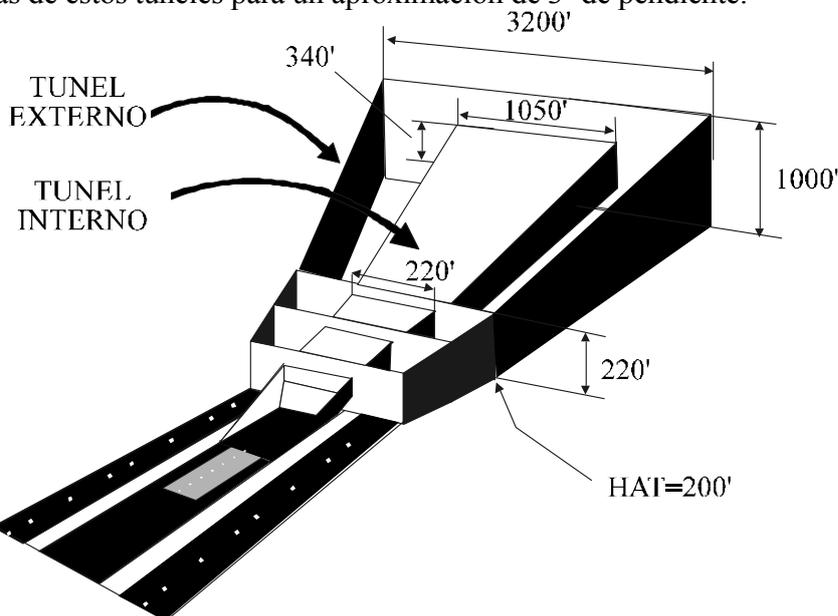


Fig.5.28.- Características de los túneles asociados a la trayectoria de descenso del DIAS

En lo referente a la **integridad**, el DIAS debe cumplir el requisito de no traspasar el túnel de contención sin aviso al piloto en menos de una aproximación cada 10^7 , lo que equivale a una falla de integridad de $6 \cdot 10^{-6}$ por aproximación.).

El sistema DIAS está constituido por cuatro segmentos funcionales:

- Los satélites de la constelación GPS, que producen señales para el posicionamiento.
- El equipo DIAS de a bordo.
- El equipo DIAS de tierra.
- El canal de comunicaciones DIAS.

El **equipo de a bordo** está formado por los siguientes bloques funcionales:

- El receptor GPS.
- El procesador de Navegación.
- La base de datos de Navegación.
- El equipo de enlace de datos.

El receptor GPS debe proporcionar al procesador de navegación las pseudodistancias (PR_{med}) y las deltadistancias para la aplicación de las correcciones diferenciales. El procesador de Navegación utiliza los valores anteriores como base para determinar la pseudodistancia corregida (PR_{corr}), tomando del equipo de enlace de datos la corrección diferencial de pseudodistancia (PRC) y de variación de pseudodistancia (RRC) adquiridos de las emisiones de la estación de referencia en tierra. Además, de este enlace de datos se obtiene el instante de

validez de los valores anteriores (t_0). Con estos datos, el calculador obtiene PR_{corr} a través de la siguiente ecuación:

$$PR_{corr}(t) = PR_{med}(t) + PRC + RRC(t - t_0)$$

La base de datos se utiliza por el procesador de Navegación para trasladar las coordenadas de posición corregidas, obtenidas de la ecuación anterior, dadas en WGS-84 a desviaciones horizontales y verticales de la ruta deseada definida, en el caso más simple, por el FAS. Esta información se suministra al procesador a través de puntos (waypoints, WP) por medio de una base de datos independiente en el avión y/o a través de transmisión de estos por la estación de referencia DIAS en tierra.

El equipo de enlace de datos recibe la señal transmitida por el equipo de tierra, elimina los protocolos de comunicaciones del mensaje, realiza la evaluación de la integridad de la señal recibida y alimenta con la información apropiada al procesador para que pueda realizar las correcciones diferenciales.

El equipo de tierra o **estación de referencia** está constituido por los siguientes bloques funcionales:

- Receptor de referencia DGPS.
- Procesador de datos DGPS.
- Transmisor de datos DGPS.
- Supervisor de integridad de las señales DGPS.

El receptor DGPS de referencia es el encargado de producir la información periódica sobre correcciones diferenciales y, cuando se requiera, información al procesador de datos DGPS relativa a la integridad de los satélites.

El procesador de datos DGPS procesa información tanto del receptor de referencia como del supervisor de la integridad de las señales. Las correcciones diferenciales se organizan en un formato adecuado para atacar al transmisor de datos. Ante una situación de falta de integridad se transmitirá el mensaje correspondiente ó se producirá el cese de las emisiones del transmisor.

El transmisor emite las correcciones diferenciales y los puntos de referencia (WP) necesarios para la realización de la maniobra de aproximación. El período entre dos mensajes de corrección diferencial no deberá exceder los 3s y el período entre la emisión de los WP de referencia no deberá exceder los 21s.

El supervisor de integridad analiza permanentemente:

- La integridad de las señales de los satélites a la vista.
- Los datos de corrección diferencial antes de su transmisión.
- Las características de la señal emitida por el transmisor.

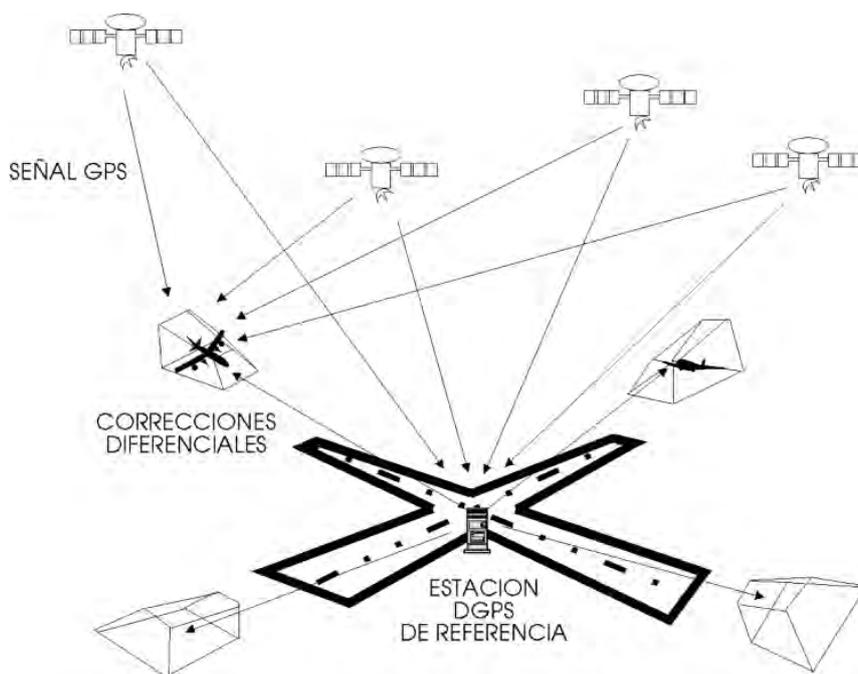


Fig. 5.29.- Arquitectura de un sistema de aproximación DGPS

El formato del **mensaje diferencial** definido por la RTCA para el DIAS se especifica a continuación.

Todas las transmisiones de la estación de referencia se emiten por "Bloques de Mensaje" cuya denominación y longitud se especifican en la tabla siguiente:

BLOQUE DE MENSAJE	LONGITUD (BITS)
ENCABEZAMIENTO DE MENSAJE	48 BITS
MENSAJE	VARIABLE
PRUEBA DE INTEGRIDAD	24 BITS

Se pueden definir hasta 64 tipos de mensaje, aunque en la actualidad sólo han sido definidos 7:

- 1.- Correcciones diferenciales.
- 2.- Cambio de correcciones diferenciales (opcional).
- 3.- Localización de la estación de referencia (opcional)
- 4.- Definición de la senda de aproximación de precisión (opcional).
- 5.- Correcciones diferenciales muy grandes (opcional).
- 6.- Cambio en las correcciones diferenciales muy grandes (opcional).
- 7.- Experimental (Opcional).

El **encabezamiento de mensaje** tiene el formato que se especifica en la siguiente tabla:

PARÁMETRO	BITS
-----------	------

IDENTIFICADOR (10011001)	8
IDENTIFICADOR (ID) DE LA ESTACIÓN DE REFERENCIA	24
RESERVADO	2
TIPO DE MENSAJE (1-64)	6
LONGITUD DEL MENSAJE (Nº DE BYTES)	8

La definición de los diferentes **tipos de mensaje** se resume a continuación.

Los mensajes del tipo 1 "Correcciones diferenciales" proporcionan datos para la corrección diferencial de las pseudodistancias de cada satélite a la vista de la estación de referencia. El formato de este tipo de mensaje se especifica en la siguiente tabla:

PARÁMETRO	BITS
CUENTA Z MODIFICADA	13
COTA DEL ERROR DE ACELERACIÓN	3
ID DEL SATÉLITE	6
CORRECCIÓN DE PSEUDODISTANCIA	16
EMISIÓN DE LOS DATOS (IOD)	8
CORRECCIÓN DE VARIACIÓN DE PSEUDO DISTANCIA	12
UDRE	6
REPETIDA LA LÍNEA ANTERIOR PARA TODOS LOS SATÉLITES OPERATIVOS A LA VISTA	

La cuenta Z modificada indica la referencia de tiempos para todos los parámetros en este mensaje (incluyendo las correcciones de pseudodistancia y su variación) con una resolución de 0.2s y un margen de hasta 20 minutos. El tiempo de referencia es el instante para el que las correcciones son válidas. Valores mayores de la cuenta Z modificada no son necesarios puesto que el tiempo es conocido con precisión suficiente por el usuario.

La cota del error de aceleración estima el máximo de la derivada segunda de las correcciones de pseudodistancia de todos los satélites visibles operativos, entendiendo por tales aquellos que han sido validados por la estación de referencia durante un período de observación, de al menos 15s, durante el menor entre los 30 minutos precedentes y el período de visibilidad del satélite.

Cuando los tres bits de este campo son "111" significa que la estación de referencia no está funcionando y las correcciones no deben de utilizarse. Cuando su contenido es "110" significa que el error de aceleración no está acotado.

El mensaje, propiamente dicho, sucede al bloque de encabezamiento con N informaciones relativas a lo N satélites operativos a la vista.

El primer campo de cada satélite (6 bits) identifica el satélite al que se refieren los datos subsiguientes. El segundo campo (16 bits) es la corrección de la pseudodistancia dada en

complemento a 2 con una resolución de 0.2m y en el margen de $\pm 655.34\text{m}$.

El siguiente campo de información, de la parte del mensaje relativa a cada satélite, es la fecha de emisión de los datos de efemérides (IOD) del satélite. Este dato se requiere para comparación con la IOD de los datos con los que trabaja el receptor GPS del usuario para el cálculo de la pseudodistancia. Para que las correcciones diferenciales sean válidas ambas IOD deben ser idénticas.

A continuación se transmite el campo que contiene la corrección de variación de pseudodistancia o velocidad de cambio de ésta, dada en complemento a 2, con una resolución de 0.002m/s en el margen de $\pm 4.084\text{m/s}$.

Por último, el último campo se refiere al UDRE o margen de error del usuario diferencial. Este valor se estima por la estación de referencia y debe tener una confianza superior al 99.5%. La resolución de este campo es de 0.2m en el margen de 12.4m. Cuando su contenido sea todo unos "111111" indicará que las correcciones diferenciales no son válidas.

Los mensajes tipo 2 no se emplean en el DIAS y se utilizan para permitir el uso de las correcciones diferenciales en los períodos en los que la IOD del usuario no coincide con la de la estación de referencia. La estructura del mensaje coincide con la de los mensajes tipo 1, con la diferencia de que los campos correspondientes a la pseudodistancia y su variación son reemplazados por los cambios de pseudodistancia y su variación registrados al cambiar la IOD.

Los mensajes tipo 3 se refieren a la localización de la estación de referencia y su formato se describe en la siguiente tabla:

PARÁMETRO		BITS	RESOLUCIÓN Y MARGEN
LATITUD	N/S	1	-
	GRADOS	7	0 A 90°
	MINUTOS	22	$2.0 \cdot 10^{-5}$ (0.037m)
LONGITUD	E/O	1	-
	GRADOS	8	0 A 180°
	MINUTOS	22	$2.0 \cdot 10^{-5}$ (0.037m)
ALTITUD		19	0.1 pie $\pm 7992\text{m}$

El mensaje tipo 4 puede usarse opcionalmente para radiodifundir en coordenadas WGS-84 las coordenadas del TCWP y del GPIWP. El primer punto se define en coordenadas absolutas, mientras que el segundo lo hace en valores relativos a las coordenadas del punto anterior:

PARÁMETRO			BITS
IDENTIFICADOR DEL AEROPUERTO			24
NÚMERO DE PISTA (ORIENTACIÓN)			
LETRA DE PISTA (POSICIÓN RELATIVA)			
TCH			
TCWP	LATITUD	N/S	1
		GRADOS	7
		MINUTOS	22
	LONGITUD	E/O	1
		GRADOS	8
		MINUTOS	22
ALTITUD			19
GPIWP	ΔLATITUD		12
	ΔLONGITUD		12
	ΔALTITUD		8

Los mensajes tipo 5 y 6 se refieren a situaciones en las que las correcciones diferenciales adquieren valores extremadamente grandes. El formato de estos mensajes es igual al que corresponde a los tipos 1 y 2 , con la diferencia de que el número de bits de los campos de corrección de pseudodistancia y su variación pasan de 16 a 24 bits y de 12 a 20 bits. Este tipo de mensajes no son utilizables en una operación DIAS.

Los mensajes tipo 7 son de carácter experimental y han sido creados para uso experimental o privado.

El tercer bloque de mensaje, después del bloque de encabezamiento y de mensaje, es el que se denomina "prueba de integridad" o abreviadamente CRC (Ciclyc Redundancy Check): consta de 24 bits. La secuencia de estos bits (p_1, p_2, \dots, p_{24}) se genera a partir de la secuencia de bits de información (m_1, m_2, \dots, m_k) siendo k el número de bits del mensaje, m_1 el bit más significativo y m_k el menos significativo. La secuencia (p) se construye a partir del polinomio:

$$G(x) = \sum_{i=0}^{24} g_i x^i$$

donde $g_i=1$ si $i=0,1,3,4,5,6,7,10,11,14,17,18,23,24$ y $g_i=0$ en los restantes casos.

Cuando el polinomio anterior divide al polinomio:

$$M(x) = m_k + m_{k-1}x + m_{k-2}x + \dots + m_1x^{k-1}$$

resulta un cociente $Q(x)$ y un resto $R(x)$, este último de grado <24 .

El bit de paridad p_i , para cualquier i entre 1 y 24, será el coeficiente de x^{24-i} de $R(x)$.

Con este procedimiento, realizado en la estación de tierra y después en el equipo de a bordo para su comparación, se garantiza una probabilidad de no detección de error menor de $2^{-24} \approx 6.0 \cdot 10^{-8}$.

La información construida en la estación de referencia se puede radiodifundir a través de un transmisor de V/UHF modulado por dos tonos de 1200 y 2400 Hz.

La existencia de un tono de 1200 Hz indica el cambio de valor del bit, respecto del valor previo, mientras que la presencia de 2400 Hz indica que no ha habido cambio de valor del bit, respecto del valor previo. El cambio de bit solo puede producirse cuando cualquiera de los tonos pasa por un nulo de amplitud. La pendiente de la onda de cualquiera de los tonos es positiva, al final del bit, si este es un "1" y negativa si este es un "0". La velocidad de transmisión de información es de 2400bps. Esta señal codificada modula a la portadora en amplitud al 85%.

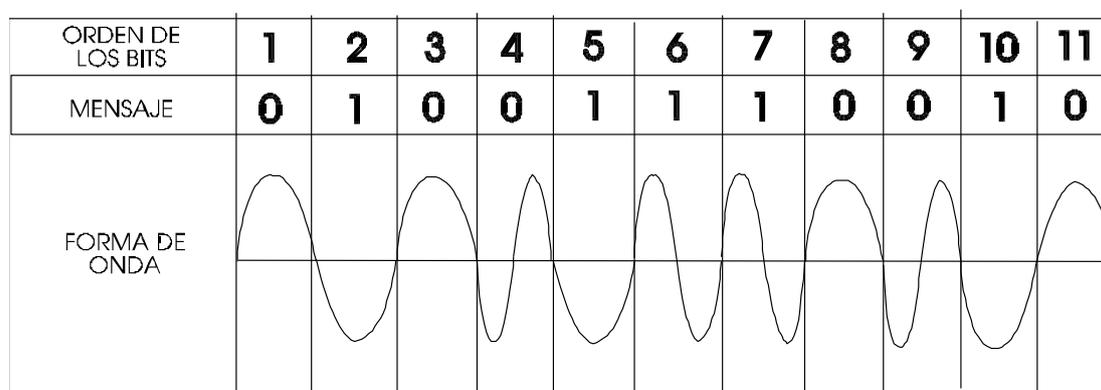


Fig. 5.30.- Modulación de los códigos de 1200 y 2400 Hz con una secuencia binaria

5.11.- SEGMENTO DE CONTROL

El segmento de control de la constelación NAVSTAR es el encargado de garantizar el funcionamiento del sistema, generando los mensajes de corrección a las efemérides y de estado de salud de los satélites.

El segmento de control está constituido por cinco estaciones de seguimiento situadas a una separación menor de 90° de longitud geográfica en:

EMPLAZAMIENTO	TIPO DE ESTACIÓN
COLORADO SPRINGS	S, C
HAWAII	S
ASCENSION	S, T
DIEGO GARCIA	S, T
KWAJALEIN	S, T

Siendo:

S: Supervisora
T: Transmisora
C: Control

5.11.1.- Estaciones supervisoras

Las estaciones supervisoras tienen asignada la misión de seguimiento de los satélites, para lo que están dotadas de sensores meteorológicos, relojes atómicos y el equipamiento para poder seguir a 10 satélites. Todas las estaciones funcionan de forma automática, controladas por la estación de control.

Las funciones asignadas a cada estación son las siguientes:

- Solución estacionaria de las señales de navegación.
- Verificación del reloj y las efemérides.
- Generación de los mensajes meteorológicos.
- Envío de la información a la estación de control.
- Realización de pruebas periódicas para comprobar el estado de funcionamiento de la estación.

5.11.2.- Estación de control

Es la encargada de generar los mensajes de correcciones periódicas que se envían a los satélites.

Las funciones asignadas a esta estación son las siguientes:

- Verificar los datos recibidos de las otras estaciones.
- Calcular los errores de cada satélite, utilizando técnicas de filtrado recurrente de Kalman.
- Gobernar todas las estaciones supervisoras y transmisoras.
- Generar los mensajes que se envían a las estaciones transmisoras.

5.11.3.- Estaciones transmisoras

Las estaciones transmisoras tienen por misión la transmisión de los datos de corrección a los satélites. Esta transmisión se realiza en banda S utilizando las frecuencias de portadora de 2227.5Mhz y 1783.74Mhz. Los datos están encriptados y las velocidades de transmisión variarán entre 400 y 5000bps.

Las funciones asignadas a las estaciones transmisoras son las siguientes:

- Recibir los datos de la estación de control.
- Cargar los datos en los bancos de memoria de los satélites.
- Comprobar que se ha efectuado la carga.

Las comunicaciones entre las estaciones supervisoras y de control son del tipo full-duplex y la velocidad empleada de 9600bps.

PROBLEMAS:

5.1.- Determinar el semieje mayor de la trayectoria de los satélites de la constelación GPS sabiendo que su periodo de revolución es de 12h.

5.2.- Determinar la posición teórica de un satélite GPS, en su órbita, transcurrido 3 h y 30 m desde su paso por el perigeo. Utilizar la ecuación de Kepler.

5.3.- Determinar las coordenadas x,y,z del satélite anterior, respecto del sistema inercial fijado al origen de la tierra, sabiendo que la inclinación de la órbita es de 55° , la longitud del punto nodal ascendente 60° y la longitud del perigeo 75° .

5.4.- Dos secuencias maximales iguales, producidas por un registro de tres bits, evolucionan a un frecuencia nominal de 1Mhz, siendo una de ellas mayor en 1Khz al valor nominal. Suponiendo que en el instante inicial el frente de subida del primer chip de cada secuencia coinciden, determinar, en función del tiempo, la decorrelación entre ambas secuencias.

5.5.- Determinar la combinación necesaria, en forma de sumas "ex-or", para obtener una secuencia maximal retardada 23 chips, obtenida de un registro de 12 bits.

5.6.- Suponiendo que la pseudodistancia medida en un receptor GPS es de 0.5ms, con un valor de $N=7$, y la deriva del reloj del receptor es de 0.2 ms, en retraso sobre el tiempo GPS, calcular la distancia verdadera entre el satélite y el receptor.

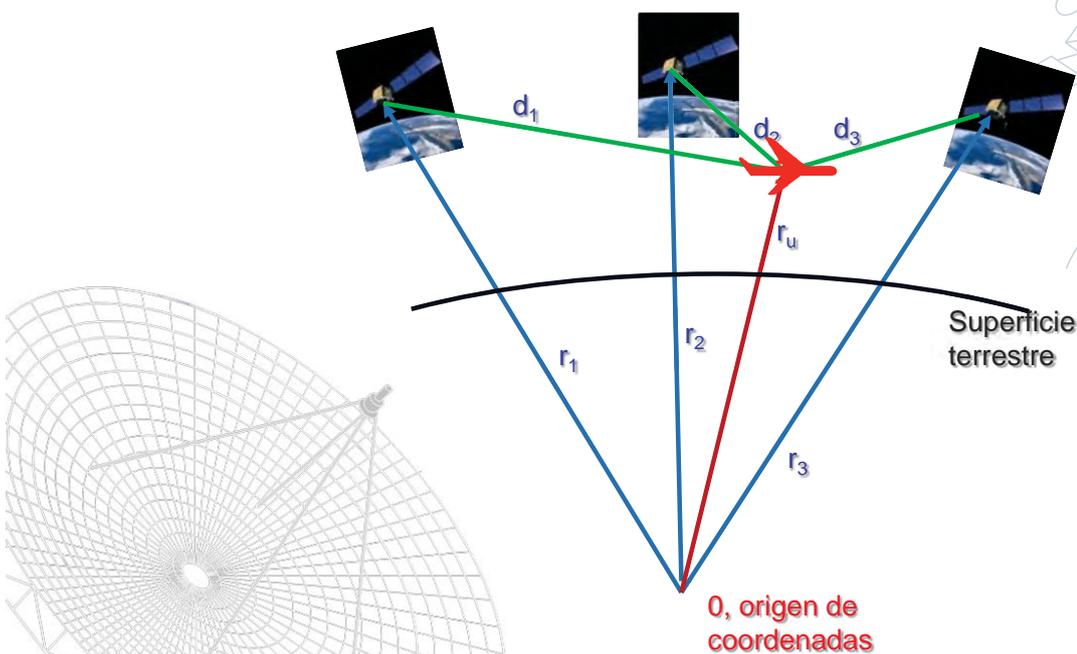
5.7.- Determinar, para un satélite de la constelación GPS la máxima desviación de frecuencia Doppler que se puede producir. Estudiar ésta desviación en función de los ángulos de elevación y de acimut.

• Tema II. Constelaciones empleadas en GNSS:

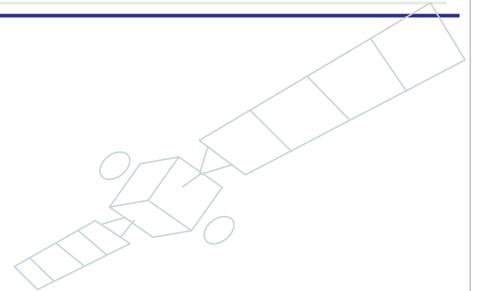
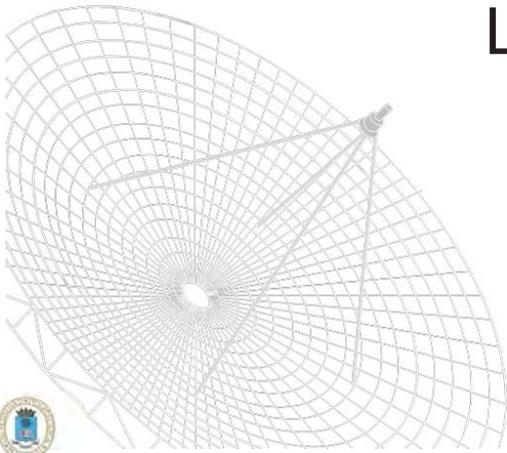
- Evolución histórica de las constelaciones de satélites para la navegación de las órbitas LEO a las MEO.
- Características de las Órbitas MEO.
- Constelación GPS. Parámetros característicos
- Constelación Glonass. Parámetros característicos
- Constelación Galileo. Parámetros característicos
- Ejemplo
- Conclusión



Planteamiento del problema:



Evolución histórica de las constelaciones de satélites para la navegación de las órbitas LEO a las MEO.



Sistemas Globales de Navegación por Satélite (GNSS)

Evolución histórica de las constelaciones de satélites para la navegación de las órbitas LEO a las MEO (0).

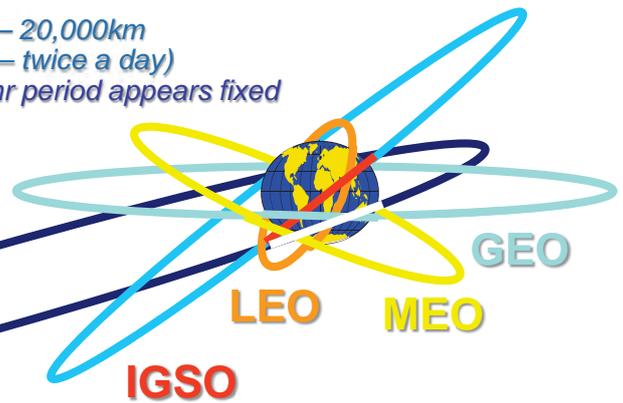
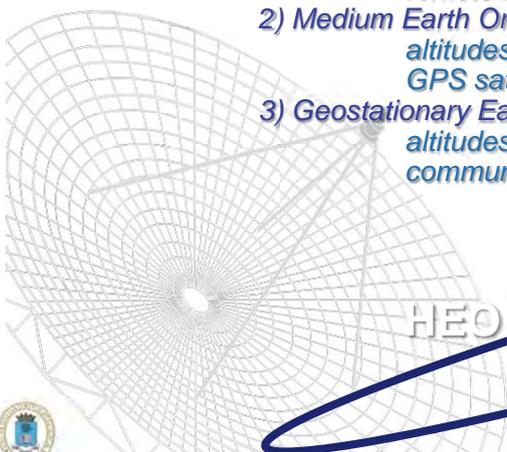
REVIEW:

Satellites orbits vary depending on:

- 1) altitude 2) inclination 3) orbital period

Three classes of Satellite orbits:

- 1) Low Earth Orbit (LEO)
 - up to 2,000km altitude
 - remote sensing satellites, altimeter satellites, other
- 2) Medium Earth Orbit (MEO)
 - altitudes between 5,000km – 20,000km
 - GPS satellites (12hr period – twice a day)
- 3) Geostationary Earth Orbit (GEO) 24hr period appears fixed
 - altitudes of 36,000km
 - communication satellites

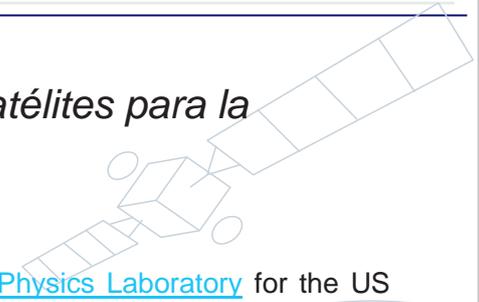


Evolución histórica de las constelaciones de satélites para la navegación de las órbitas LEO a las MEO (1).

Astronomic navigation and:

- **Transit:** Developed by the [Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory](http://www.jhuapl.edu/) for the US Navy. Just days after the launch of [Sputnik](http://www.nasa.gov/) on [October 4, 1957](http://www.nasa.gov/), APL scientists **George Weiffenbach** and **William Guier** were able to determine Sputnik's orbit by analyzing the **Doppler shift** of its radio signals during a single pass. **This suggested that if the satellite's position were known and predictable, the Doppler shift could be used to locate a receiver on Earth.**
- Development began in 1958, and a prototype satellite, Transit 1A, was launched in **September 1959**. The first successful tests of the system were made in 1960, and the system **entered Naval service in 1964**. The satellites (known as OSCAR or NOVA satellites) were placed in low [polar orbits](http://www.nasa.gov/), at **an altitude of about 600 nautical miles (1,100 km), with an orbital period of about 106 minutes**. A constellation of five satellites was required to provide reasonable global coverage. While the system was operational, at least **ten satellites** – one spare for each satellite in the basic constellation – were usually kept in orbit.

(fuente: [http://en.wikipedia.org/wiki/Transit_\(satellite\)](http://en.wikipedia.org/wiki/Transit_(satellite)))



Evolución histórica de las constelaciones de satélites para la navegación de las órbitas LEO a las MEO (2).

...y

- **Tsikada:** The Soviets set up a network of navigation satellites **similar to the US Transit** system, using Doppler location technology and with comparable accuracies. As with the US Transit system, the primary rationale was to provide navigational data to ballistic-missile submarines. Investigations **began in the late 1950s**, leading to start of a formal development program in 1962. Launch of an initial series of "Tsyklon" **experimental satellites began in 1967**, with a total of 29 launched into 1978, not counting at least two launch failures.
- The development program was protracted because it proved difficult to obtain the required location accuracy. Meeting specification required launch of geodetic studies satellites to obtain a more precise gravity map of the Earth. The last 13 Tsyklons were operational prototypes, close to production spec, and were also called "Zaliv". The developed Parus satellites had a launch weight of about 810 kilograms (1,785 pounds), and were placed into a near-circular orbit of **about 1,000 kilometers (620 miles) at a near-polar inclination of 83 degrees**.

(fuente: [International Navigation Satellite Systems v3.0.4 / chapter 2 of 2 / 01 sep 08 / greg goebel](http://www.navsat.gov/))



Evolución histórica de las constelaciones de satélites para la navegación de las órbitas LEO a las MEO (3).

El padre del GPS:

- TIMATION** : The Naval Research Laboratory's (NRL's) conceived the TIMATION (TIME/navigATIOn) program in **1964** and launched the TIMATION I satellite in **1967** and the TIMATION II satellite in 1969. TIMATION proved that a system using a passive ranging technique, combined with highly accurate clocks, could provide the basis for a new and revolutionary navigation system with three-dimensional coverage throughout the world. **TIMATION program paved the way for** what eventually became the **Global Positioning System (GPS)**.
- In 1973**, the **TIMATION program** was **merged** with the **Air Force's 621B program**, with the Air Force being named as the Executive Service, **to form the NAVSTAR GPS program**.
- The successful launch of NTS-2 marked the beginning of a new era in navigation and timekeeping history. **NTS-2 was launched on 23 June 1977 as the first NAVSTAR GPS Phase I satellite**. NTS-2 technological features included cesium frequency standards, a nickel-hydrogen battery, three-axis gravity-gradient stabilization with momentum-wheel unloading, control of the spacecraft orbit, laser retroreflectors, solar-cell experiments, radiation dosimeters, and a worldwide network for data acquisition. **The satellite experiment has verified Einstein's relativistic clock**

(fuente: <http://www.globalsecurity.org/space/systems/timation.htm>)



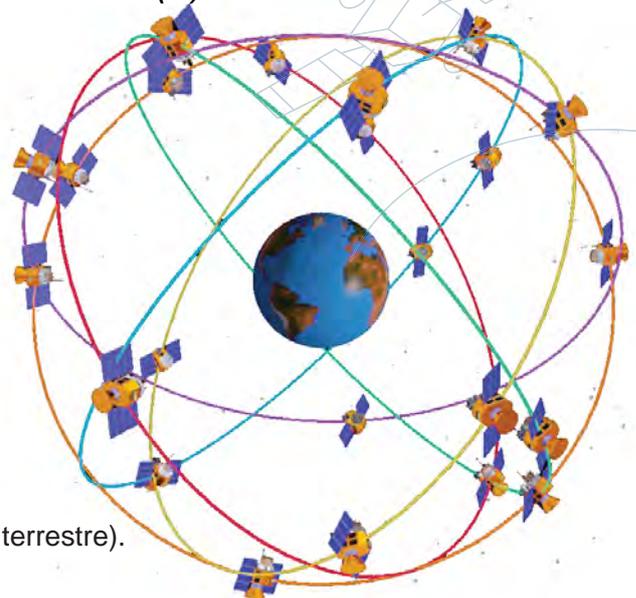
Evolución histórica de las constelaciones de satélites para la navegación de las órbitas LEO a las MEO (4).

GPS:

CURRENT GPS CONSTELLATION (Dic 12)
 Consists of :
 31 Block IIA/IIR/IIR-M satellites.

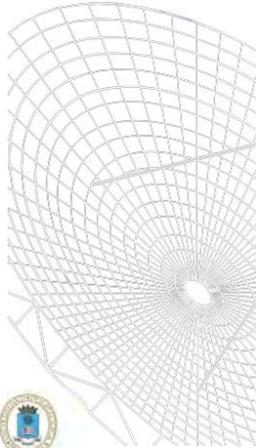
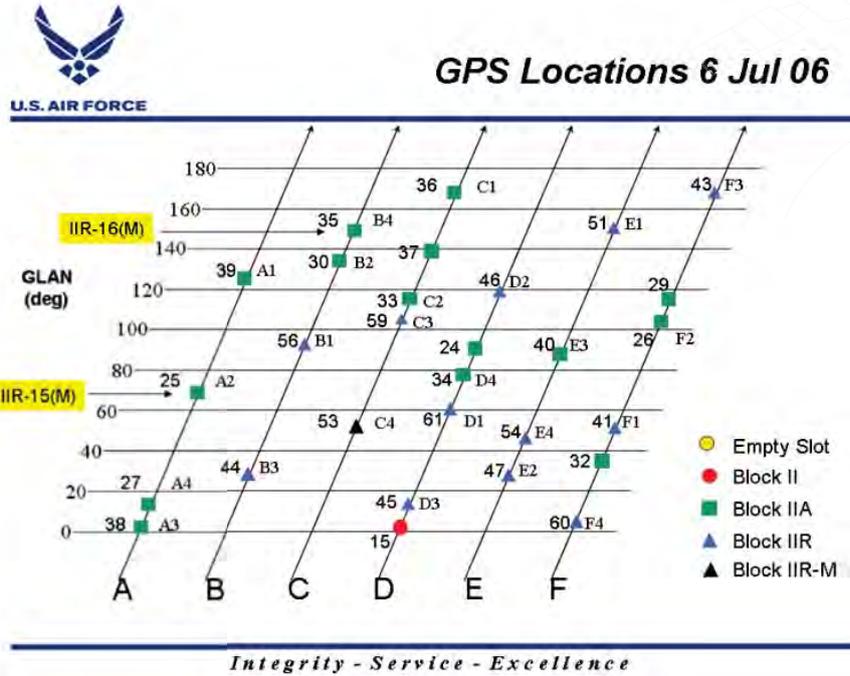
- Satélites en la constelación: 24 (4 x 6 órbitas)**
 - Altitud: 20.200 km
 - Período: 11 h 56 min
 - Inclínación: 55 grados (respecto al ecuador terrestre).
 - Vida útil: 7,5 años

(fuente: <ftp://tycho.usno.navy.mil/pub/gps/gpsb2.txt>)

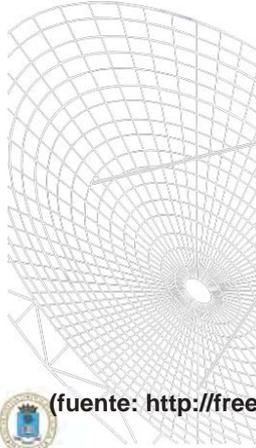
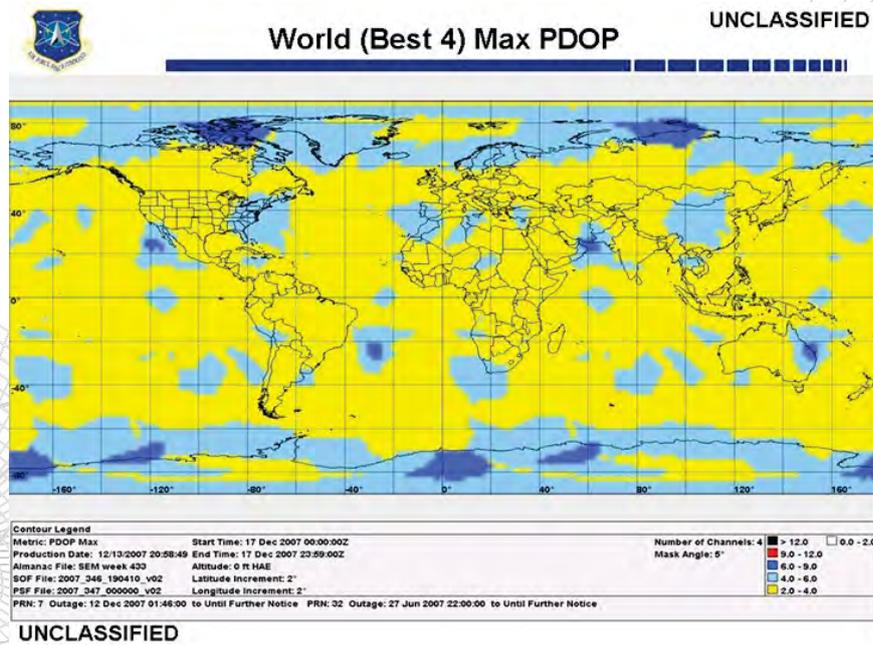


Evolución histórica de las constelaciones de satélites para la navegación de las órbitas LEO a las MEO (5).

- GPS:



- Evolución histórica de las constelaciones de satélites para la navegación de las órbitas LEO a las MEO (6).



Evolución histórica de las constelaciones de satélites para la navegación de las órbitas LEO a las MEO (7).

• GLONASS

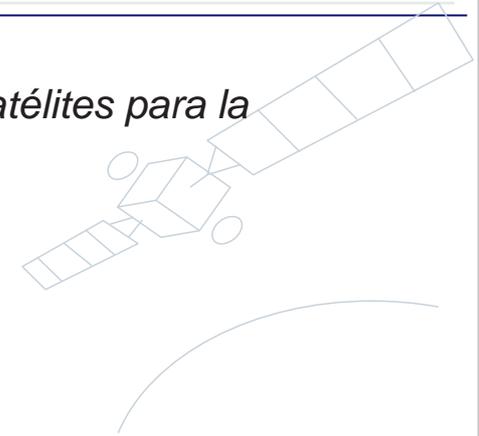
CURRENT GLONASS CONSTELLATION (27.09.2011)

- Total satellites in constellation 26,
- Operational 23,
- In maintenance 3,
- In commissioning phase 1.

• Satélites en la constelación: 24 (8 x 3 órbitas)

- Altitud: 19.000 km
- Período: 676 min
- Inclinación: 64,2 a 65,6
- Vida útil: 4,5 años

(fuente: <http://www.glonass-center.ru/en/>)



GLONASS constellation status, 09.01.2013

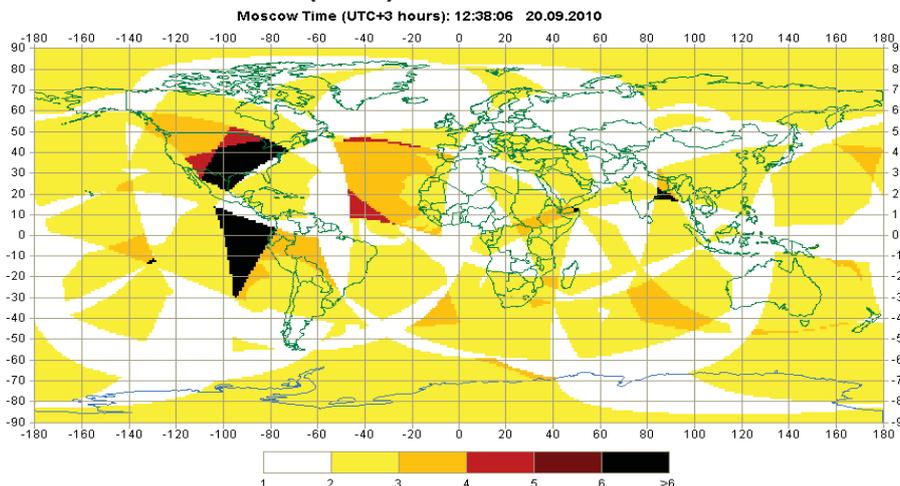
Total satellites in constellation	29 SC
Operational	23 SC
In commissioning phase	-
In maintenance	2 SC
Spares	3 SC
In flight tests phase	1 SC



Evolución histórica de las constelaciones de satélites para la navegación de las órbitas LEO a las MEO (8).

• GLONASS

Current PDOP on earth surface (MA5°)



(fuente: <http://www.glonass-ianc.rsa.ru/pls/html/bf?p=202:25:14637162736231801312>)



Evolución histórica de las constelaciones de satélites para la navegación de las órbitas LEO a las MEO (9).

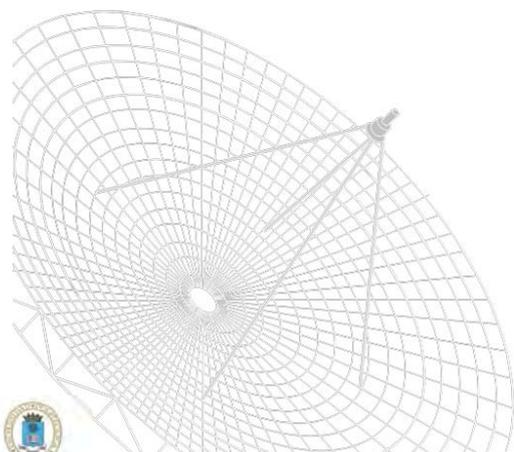
- Galileo



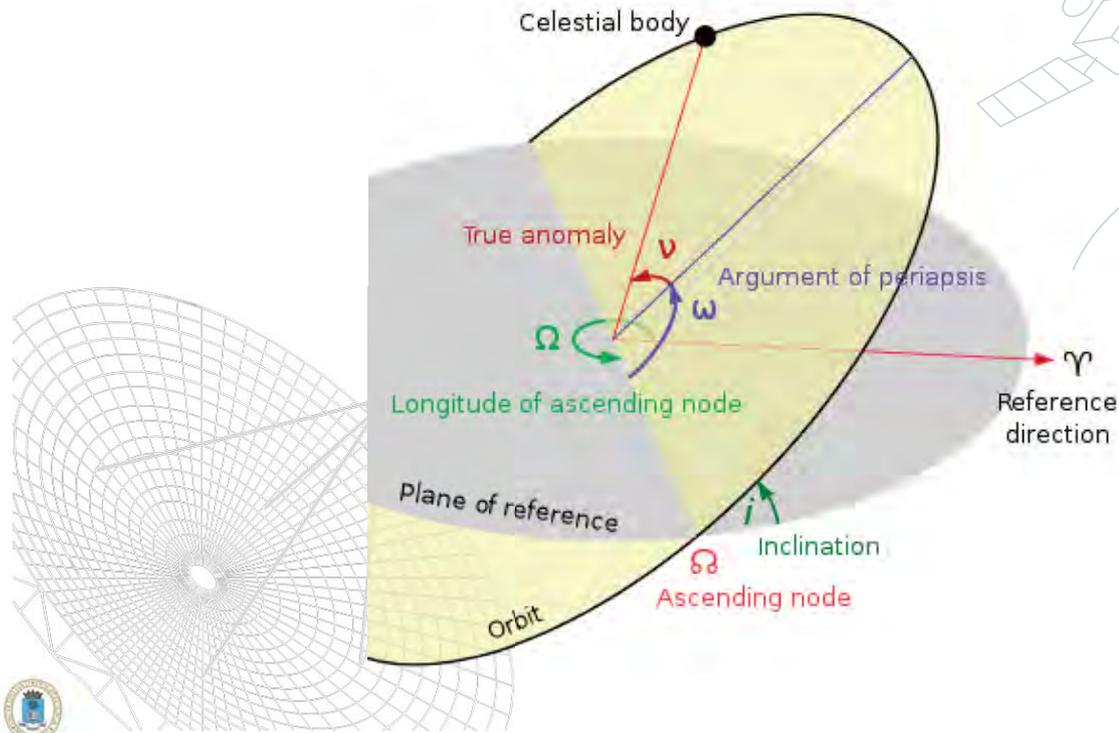
(http://www.galileoic.org/la/files/GIC_CLASS_BOOK_ENGLISH.pdf)



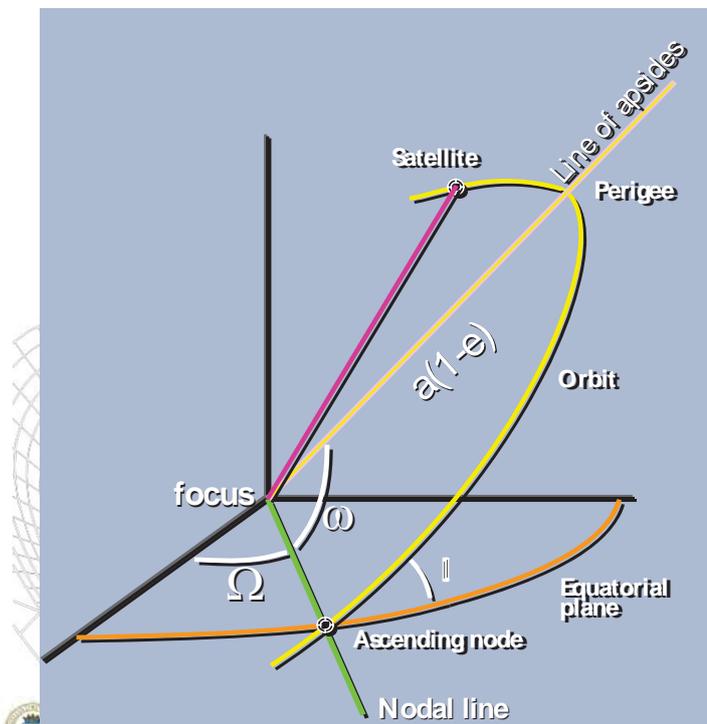
Características de las Órbitas MEO.



Características de las Órbitas MEO. (0)



Características de las Órbitas MEO. (1)



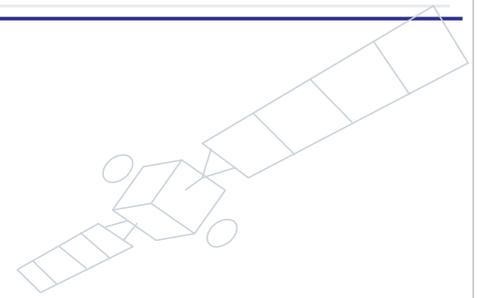
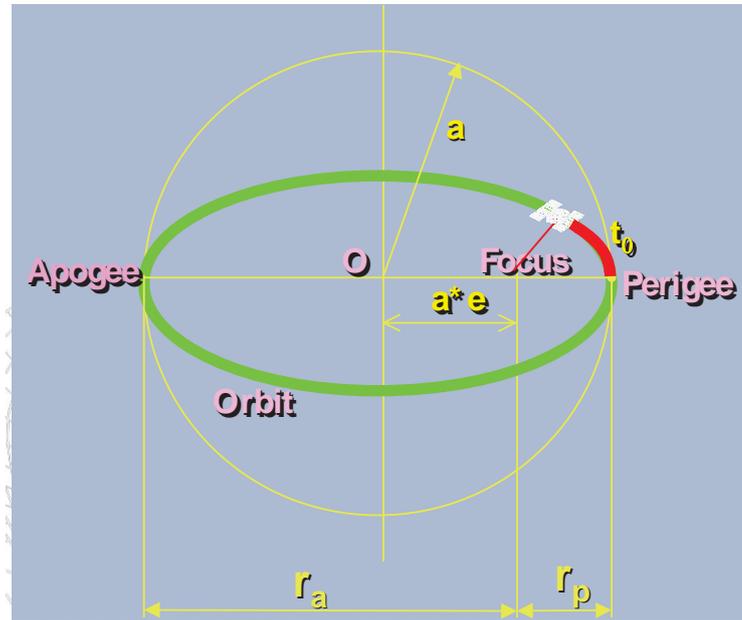
Fijación de la órbita en el espacio

Keplerian Orbital Elements

Position of the orbital ellipse in space:

- i : Inclination of the orbital plane
- Ω : Right ascension of the ascending node
- ω : Argument of perigee

Características de las Órbitas MEO. (2)



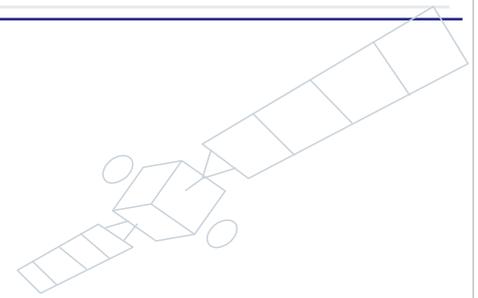
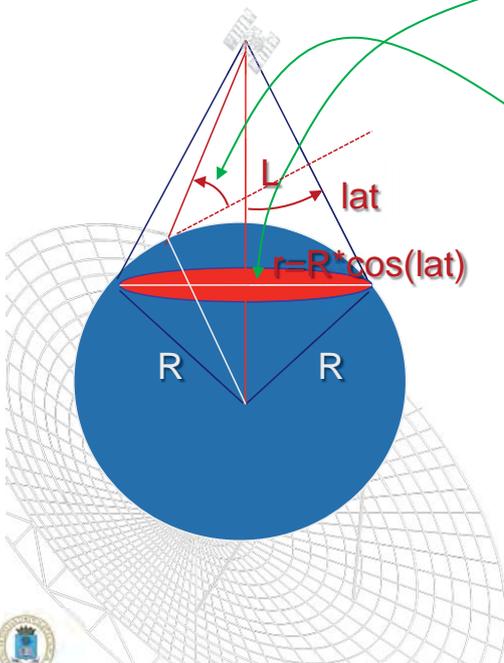
Fijación del satélite en la órbita

Description of an orbit:

- **a**: Half mayor axis of ellipse
- **e**: eccentricity of the orbit
- **t₀**: Time of perigee passage of the satellite



Características de las Órbitas MEO. (3)



Huella:

$$\text{lat} = \text{atan}(R / \text{sqr}(L^2 - R^2))$$

$$r = R * \text{cos}(\text{atan}(R / \text{sqr}(L^2 - R^2)))$$

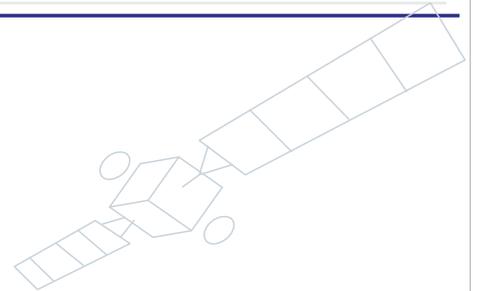
Ángulo de elevación:

Varía entre 0° y 90° en el casquete de cobertura.

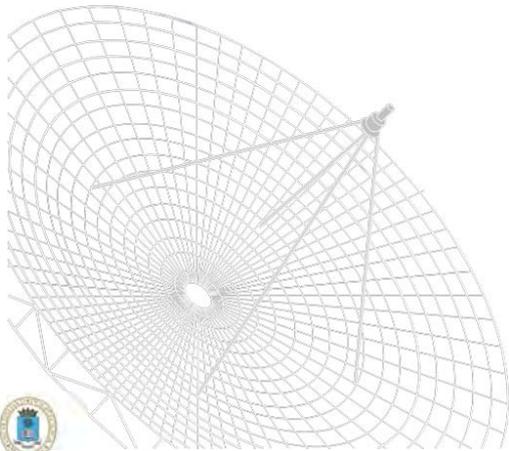
Ángulo de mascara:

Ángulo de elevación mínimo admisible para observar el satélite.





Constelación GPS. Parámetros característicos.



Sistemas Globales de Navegación por Satélite (GNSS)

Constelación GPS. Parámetros característicos(1)

EFEMÉRIDES

svprn	satellite PRN number
Mo	mean anomaly
roota	sqrt(semi-major axis)
deltan	variation of mean angular velocity
ecc	eccentricity
omega0	argument of perigee
cuc, cus, crc, crs, cic, cis	correction coefficients
i0	inclination
idot	rate of inclination
Omega0	right ascension
Omegadot	rate of right ascension
toe	time of ephemeris

(fuente: Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interfaces ICD 200)



Constelación GPS. Parámetros característicos(2)

1. Extraer los parámetros necesarios del fichero GPS radiodifundido.
2. Calcular los parámetros básicos en el instante requerido t_{data} :
Tiempo transcurrido desde t_{oe} :

$$t = t_{data} - t_{oe}$$

Anomalia media en t_{data} :

$$\mu = \mu_0 + (\sqrt{GM/a^3} + \Delta n) \times t$$

$$GM = 3.986004418 \times 10^{14} \text{ m}^3 / \text{s}^2$$

Solución iterativa para E :

$$E = \mu + e \sin E$$



(fuente: http://web.ics.purdue.edu/~ecalais/teaching/geodesy/EAS_591T_2003_lab_4.htm)

Constelación GPS. Parámetros característicos (3)

Anomalia verdadera v :

$$v = \arctan\left(\frac{\sqrt{1-e^2} \times \sin E}{\cos E - e}\right)$$

3. Corrección por perturbaciones orbitales:

Argumento del perigeo:

$$\omega = \omega_0 + C_{wc} \cos 2(\omega_0 + v) + C_{ws} \sin 2(\omega_0 + v)$$

Distancia radial:

$$r = a(1 - e \cos E) + C_{rc} \cos 2(\omega_0 + v) + C_{rs} \sin 2(\omega_0 + v)$$

Inclinación:

$$i = i_0 + \dot{i} \times t + C_{ic} \cos 2(\omega_0 + v) + C_{is} \sin 2(\omega_0 + v)$$



Constelación GPS. Parámetros característicos(4)

4. Cálculo de la ascensión recta, contando con la rotación terrestre (ω_e = velocidad angular media de la Tierra) y las variaciones de Ω (= $\dot{\Omega}$):

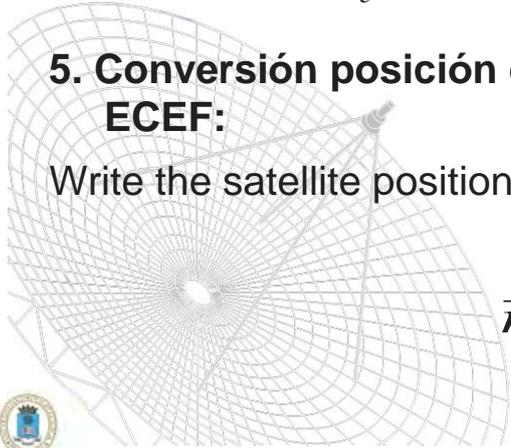
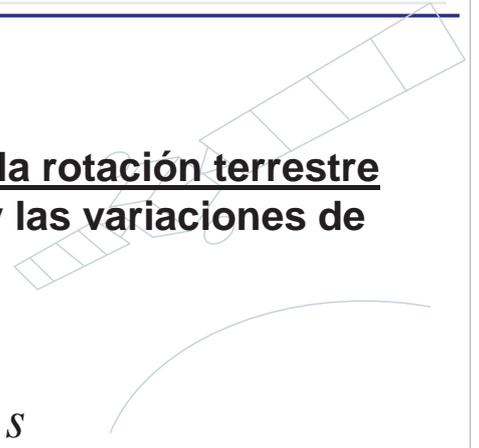
$$\Omega = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \omega_e) \times t - \omega_e \times t_{oe}$$

$$\omega_e = 7.2921151467 \times 10^{-5} \text{ rad} / \text{s}$$

5. Conversión posición del satélite de los ejes orbitales a ejes ECEF:

Write the satellite position in the orbital frame:

$$\vec{r} = \begin{bmatrix} r \cos v \\ r \sin v \\ 0 \end{bmatrix}$$



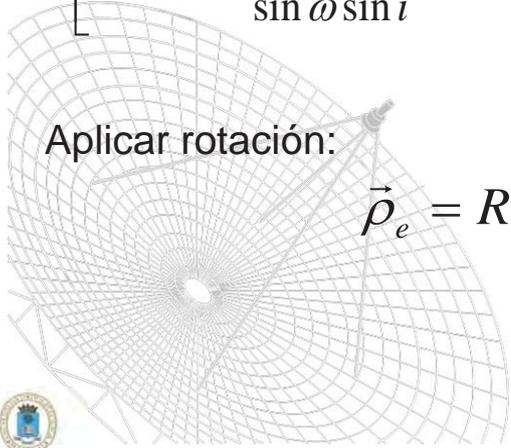
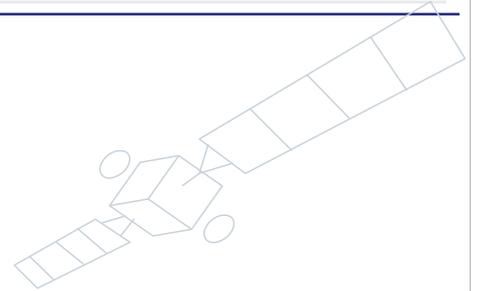
Constelación GPS. Parámetros característicos(5)

Construir la matriz de rotación al sistema ECEF:

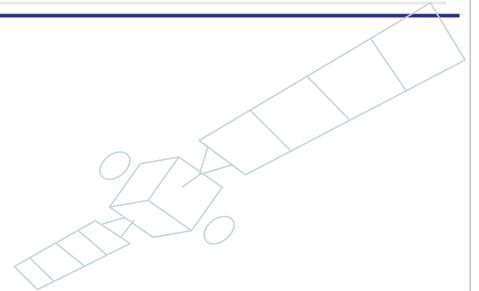
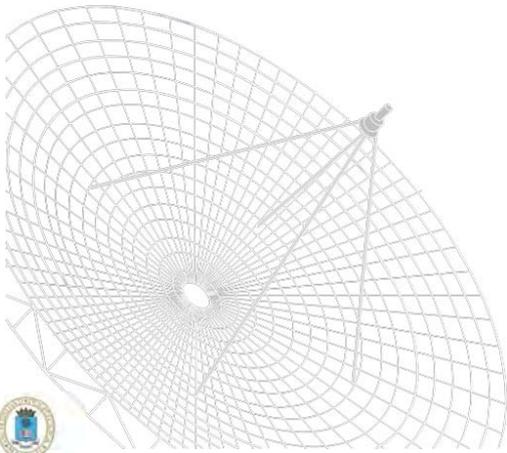
$$R = \begin{bmatrix} \cos \Omega \cos \omega - \sin \Omega \sin \omega \cos i & -\cos \Omega \sin \omega - \sin \Omega \cos \omega \cos i & \sin \Omega \sin i \\ \sin \Omega \cos \omega + \cos \Omega \sin \omega \cos i & -\sin \Omega \sin \omega + \cos \Omega \cos \omega \cos i & -\cos \Omega \sin i \\ \sin \omega \sin i & \cos \omega \sin i & \cos i \end{bmatrix}$$

Aplicar rotación:

$$\vec{\rho}_e = R\vec{r}$$



Constelación Glonass. Parámetros característicos.



Sistemas Globales de Navegación por Satélite (GNSS)

Constelación GLONASS. Parámetros característicos(1)

1. Extraer los parámetros necesarios del fichero GLONASS radiodifundido.

Las palabras $X_n(t_b)$, $Y_n(t_b)$, $Z_n(t_b)$ son las coordenadas del satélite n en coordenadas PZ-90 en el instante t_b ;

Las palabras $X'_n(t_b)$, $Y'_n(t_b)$, $Z'_n(t_b)$ son las coordenadas de la velocidad del satélite n en coordenadas PZ-90 en el instante t_b ;

Las palabras $X''_n(t_b)$, $Y''_n(t_b)$, $Z''_n(t_b)$ son las coordenadas de la aceleración del satélite n en coordenadas PZ-90 en el instante que son producidas por el efecto de la Luna y el Sol;

1. Aplicar el algoritmo para recalculer las efemérides en el tiempo requerido.

Las ecuaciones se integran en coordenadas absolutas geocéntricas (ECI), empleando la Técnica de 4º orden Runge-Kutta

Constelación GLONASS. Parámetros característicos(2)

Ecuaciones del movimiento:

$$\frac{dx_o}{dt} = Vx_o \quad ,$$

$$\frac{dy_o}{dt} = Vy_o \quad ,$$

$$\frac{dz_o}{dt} = Vz_o \quad ,$$

$$\frac{dVx_o}{dt} = -\mu \frac{x_o}{r_o^3} + \frac{3}{2} C_{20} \mu \frac{x_o \rho^2}{r_o^5} (1 - 5z_o^2) + j_{x_o c} + j_{x_o l}$$

$$\frac{dVy_o}{dt} = -\mu \frac{y_o}{r_o^3} + \frac{3}{2} C_{20} \mu \frac{y_o \rho^2}{r_o^5} (1 - 5z_o^2) + j_{y_o c} + j_{y_o l}$$

$$\frac{dVz_o}{dt} = -\mu \frac{z_o}{r_o^3} + \frac{3}{2} C_{20} \mu \frac{z_o \rho^2}{r_o^5} (3 - 5z_o^2) + j_{z_o c} + j_{z_o l}$$

(fuente: <http://niikp.ru/en/pages/about/publ/ikd51en.pdf>)



Constelación GLONASS. Parámetros característicos(3)

Where:

$$\mu = \frac{\mu}{r^2} \quad , \quad x_o = \frac{x_o}{r} \quad , \quad y_o = \frac{y_o}{r_o} \quad , \quad z_o = \frac{z_o}{r_o} \quad , \quad \rho = \frac{a_e}{r_o} \quad ,$$

$$r_o = \sqrt{x_o^2 + y_o^2 + z_o^2} \quad ,$$

$j_{x_o c}$, $j_{y_o c}$, $j_{z_o c}$ - Accelerations due to solar gravitational perturbation;

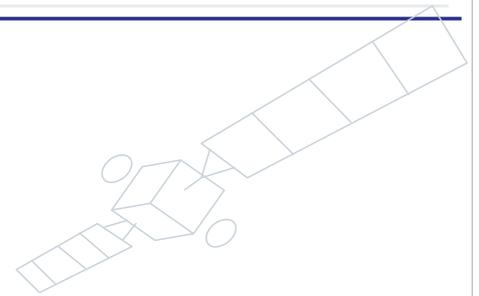
$j_{x_o l}$, $j_{y_o l}$, $j_{z_o l}$ - Accelerations due to lunar gravitational perturbations;

a_e - Equatorial radius of Earth. 6378.136 km;

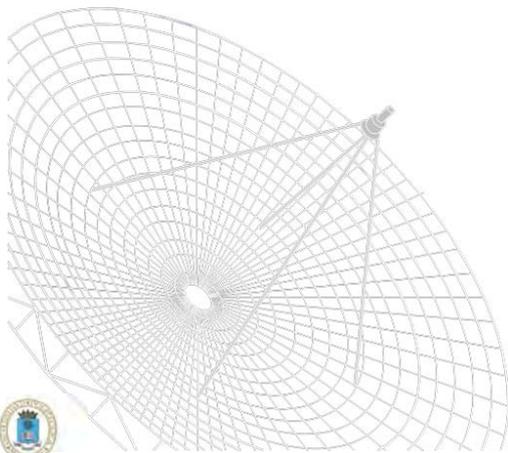
μ - Gravitational constant, (398600.44 km³/s²);

C_{20} - Second zonal coefficient of spherical harmonic expansion,
 (-1082.63*10⁻⁶); ($C_{20} = \sqrt{5} * \bar{C}_{20}$, where \bar{C}_{20} - normalized value of harmonic coefficient (-484.165*10⁻⁶)).



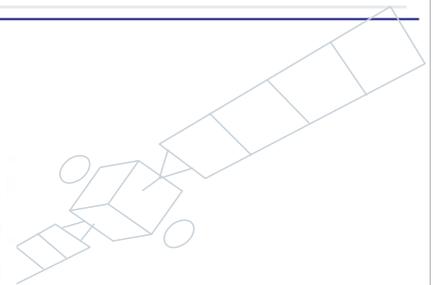


Constelación Galileo. Parámetros característicos.



Sistemas Globales de Navegación por Satélite (GNSS)

Constelación Galileo. Parámetros característicos(1)



Parameter	Definition	Bits	Scale factor	Unit
M_0	Mean anomaly at reference time	32 *	2^{-31}	Semi-circles
Δn	Mean motion difference from computed value	16 *	2^{-43}	Semi-circles/s
e	Eccentricity	32	2^{-33}	N/A
$a^{1/2}$	Square root of the semi-major axis	32	2^{-19}	meters ^{1/2}
Ω_0	Longitude of ascending node of orbital plane at weekly epoch	32 *	2^{-31}	Semi-circles
i_0	Inclination angle at reference time	32 *	2^{-31}	Semi-circles
ω	Argument of perigee	32 *	2^{-31}	Semi-circles
$\dot{\Omega}$	Rate of right ascension	24 *	2^{-43}	Semi-circles/s
\dot{i}	Rate of inclination angle	14 *	2^{-43}	Semi-circles/s
C_{uc}	Amplitude of the cosine harmonic correction term to the argument of latitude	16 *	2^{-29}	Radians
C_{us}	Amplitude of the sine harmonic correction term to the argument of latitude	16 *	2^{-29}	Radians
C_{rc}	Amplitude of the cosine harmonic correction term to the orbit radius	16 *	2^{-5}	Meters
C_{rs}	Amplitude of the sine harmonic correction term to the orbit radius	16 *	2^{-5}	Meters
C_{ic}	Amplitude of the cosine harmonic correction term to the angle of inclination	16 *	2^{-29}	Radians
C_{is}	Amplitude of the sine harmonic correction term to the angle of inclination	16 *	2^{-29}	Radians
t_{oc}	Ephemeris reference time	14	60	Seconds
Total ephemeris size		356		

*: Parameters so indicated are two's complement, with the sign bit (+ or -) occupying the MSB.

(fuente:Galileo Open Service Signal In Space Interface Control Document)



Ejemplo: GPS efemerides

Parámetro	Valor	Significado
C _{rs}	5.409375e+01	Término corrección armónica senoidal al radio de órbita [m].
delta _n	4.135887e-09	Diferencia del movimiento medio frente a valor calculado.
M ₀	2.666310e+00	Anomalía media en el instante de referencia [rad].
C _{uc}	2.738088e-06	Término corrección armónica cosenoidal al argumento de latitud [rad].
e	5.351137e-03	Excentricidad de la órbita.
C _{us}	7.921830e-06	Término corrección armónica senoidal al argumento latitud [rad].
sqrt _A	5.153714e+03	Raíz cuadrada del semieje mayor de la órbita [m ^{1/2}].
to _e	2.304000e+05	Instante de referencia de los datos de efemerides [s].
C _{ic}	6.332994e-08	Término corrección armónica cosenoidal al ángulo inclinación [rad].
omega ₀	-2.534338e+00	Ascensión recta del nodo ascendente al comienzo semana [rad].
C _{is}	8.381903e-08	Término corrección armónica senoidal al ángulo inclin.
i ₀	9.738011e-01	Ángulo de inclinación en el instante de referencia [rad].
C _{rc}	2.328438e+02	Término corrección armónica cosenoidal al radio órbita [m].
omega	-1.677769e+00	Argumento del perigeo [rad].
OMEGADOT	-7.761752e-09	Velocidad angular de la ascensión recta [rad/s].
IDOT	4.750198e-10	Velocidad angular del ángulo de inclinación [rad/s].

(fuente:de receptor GPS)



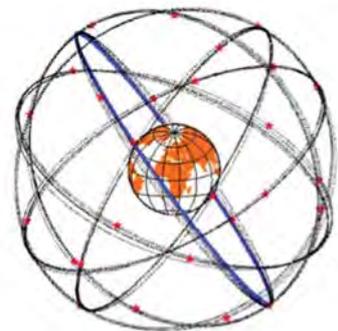
Conclusiones:

- La navegación (posicionamiento) basado en observaciones del espacio existió siempre, los observables han evolucionado: ángulos-- desviación Doppler – TOA.
- Las órbitas han transitado desde LEO hasta MEO (+GEO). Las órbitas MEO, típicas en GNSS tienen una altura sobre la Tierra de unos 20.000km, con una inclinación entre 40° y 60° y periodos entorno a 12 horas (casi geo síncronos).
- Las constelaciones se organizan en planos orbitales (6 en GPS y 3 en GLONASS y Galileo), distribuyendo uniformemente la posición de los satélites en la órbita)
- Los parámetros orbitales deben permitir predecir (>2horas) la posición del satélite con un error de metros.
- GPS y Galileo utilizan parámetros Keplerianos para estimar la posición, mientras que Glonass utiliza el vector de estado del centro de masas del satélite.



Problema Tema 5: Posicionamiento de satélites

Javier García-Heras Carretero
Curso 2012-2013
Sistemas de Navegación y Aviónica



Posicionamiento de satélites

Calcule la posición del satélite número 5 (PRN-5) en coordenadas ECEF (Earth Centered, Earth Fixed) empleando los datos de efemérides del fichero RINEX (Receiver Independent Exchange format) a $0.31 \cdot 10^6$ s a partir de su mensaje de navegación.

```

2 NAVIGATION DATA RINEX VERSION / TYPE
CCRINEXN V1.6.0 UX CDDIS 01-APR-10 02:51 PGM / RUN BY / DATE
IGS BROADCAST EPHEMERIS FILE COMMENT
0.1118E-07 0.7451E-08 -0.5960E-07 -0.5960E-07 ION ALPHA
0.9011E+05 0.1638E+05 -0.1966E+06 -0.6554E+05 ION BETA
-0.279396772385E-08-0.266453525910E-14 503808 1577 DELTA-UTC: A0,A1,T,W
15 LEAP SECONDS
END OF HEADER
2 10 3 31 14 0 0.0 0.241860281676E-03 0.375166564481E-11 0.000000000000E+00
0.830000000000E+02 0.640937500000E+02 0.482841540860E-08-0.528571306800E+00
0.333040952682E-05 0.945384649094E-02 0.120550394058E-04 0.515380251694E+04
0.309600000000E+06 0.152736902237E-06 0.355615492310E+00-0.100582838059E-06
0.940584516172E+00 0.139031250000E+03 0.300686089308E+01-0.813748181592E-08
-0.592881838765E-10 0.100000000000E+01 0.157700000000E+04 0.000000000000E+00
0.200000000000E+01 0.000000000000E+00-0.172294676304E-07 0.830000000000E+02
0.302418000000E+06 0.400000000000E+01 0.000000000000E+00 0.000000000000E+00
3 10 3 31 14 0 0.0 0.535632949323E-03 0.511590769747E-11 0.000000000000E+00
0.200000000000E+02-0.495000000000E+02 0.584631495106E-08-0.621075702890E+00
-0.239349901676E-05 0.129401150625E-01 0.590458512306E-05 0.515369227219E+04
0.309600000000E+06 0.186264514923E-08-0.795639729565E+00 0.197440385819E-06
0.926988609048E+00 0.249062500000E+03 0.985831896495E+00-0.890251368257E-08
-0.435018120251E-09 0.100000000000E+01 0.157700000000E+04 0.000000000000E+00
0.200000000000E+01 0.000000000000E+00-0.419095158577E-08 0.200000000000E+02
0.302400000000E+06 0.000000000000E+00 0.000000000000E+00 0.000000000000E+00
4 10 3 31 14 0 0.0 0.493624247611E-04 0.864019966684E-11 0.000000000000E+00
0.470000000000E+02 0.657187500000E+02 0.475698386176E-08 0.253476555921E+01
0.331923365593E-05 0.909536366817E-02 0.124759972096E-04 0.515367228126E+04
0.309600000000E+06-0.139698386192E-06 0.373542148970E+00-0.128522515297E-06
0.939724953785E+00 0.128125000000E+03 0.600583975910E+00-0.794497379719E-08
-0.685742849656E-10 0.100000000000E+01 0.157700000000E+04 0.000000000000E+00
0.200000000000E+01 0.000000000000E+00-0.605359673500E-08 0.470000000000E+02
0.307740000000E+06 0.000000000000E+00 0.000000000000E+00 0.000000000000E+00
5 10 3 31 14 0 0.0 -0.234134495258E-05 0.682121026330E-12 0.000000000000E+00
0.490000000000E+02 0.906875000000E+02 0.492484799683E-08 0.981922154302E+00
0.496208667755E-05 0.190063484479E-02 0.249035656452E-05 0.515367579460E+04
0.309600000000E+06 0.372529029846E-07 0.141499088172E+01 0.409781932831E-07
0.958755788827E+00 0.328187500000E+03 0.346174834291E+00-0.852856953487E-08
0.189293599124E-09 0.100000000000E+01 0.157700000000E+04 0.000000000000E+00
0.200000000000E+01 0.000000000000E+00-0.884756445885E-08 0.490000000000E+02
0.302418000000E+06 0.400000000000E+01 0.000000000000E+00 0.000000000000E+00
6 10 3 31 14 0 0.0 0.677365809679E-03-0.841282599140E-11 0.000000000000E+00
0.470000000000E+02-0.586562500000E+02 0.551915846653E-08 0.162336353037E+01
-0.314973294735E-05 0.616006238852E-02 0.631995499134E-05 0.515365837288E+04
0.309600000000E+06 0.167638063431E-06-0.725490028120E+00-0.633299350738E-07
0.934410397692E+00 0.242562500000E+03-0.111170784730E+01-0.848821071090E-08
-0.536450916762E-09 0.100000000000E+01 0.157700000000E+04 0.000000000000E+00
0.200000000000E+01 0.000000000000E+00-0.465661287308E-08 0.470000000000E+02
0.302400000000E+06 0.000000000000E+00 0.000000000000E+00 0.000000000000E+00

```

TABLE A3 NAVIGATION MESSAGE FILE - HEADER SECTION DESCRIPTION		
HEADER LABEL (Columns 61-80)	DESCRIPTION	FORMAT
RINEX VERSION / TYPE	- Format version (2) - File type ('N' for Navigation data)	I6,14X, A1,19X
PGM / RUN BY / DATE	- Name of program creating current file - Name of agency creating current file - Date of file creation	A20, A20, A20
* COMMENT	Comment line(s)	A60 *
* ION ALPHA	Ionosphere parameters A0-A3 of almanac (page 18 of subframe 4)	2X,4D12.4 *
* ION BETA	Ionosphere parameters B0-B3 of almanac	2X,4D12.4 *
* DELTA-UTC: A0,A1,T,W	Almanac parameters to compute time in UTC (page 18 of subframe 4) A0,A1: terms of polynomial T : reference time for UTC data W : UTC reference week number. Continuous number, not mod(1024)!	3X,2D19.12, 2I9 *
* LEAP SECONDS	Delta time due to leap seconds	I6 *
END OF HEADER	Last record in the header section.	60X

```

2 NAVIGATION DATA RINEX VERSION / TYPE
CCRINEXN V1.6.0 UX CDDIS 01-APR-10 02:51 PGM / RUN BY / DATE
IGS BROADCAST EPHEMERIS FILE COMMENT
0.1118E-07 0.7451E-08 -0.5960E-07 -0.5960E-07 ION ALPHA
0.9011E+05 0.1638E+05 -0.1966E+06 -0.6554E+05 ION BETA
-0.279396772385E-08-0.266453525910E-14 503808 1577 DELTA-UTC: A0,A1,T,W
15 LEAP SECONDS
END OF HEADER

```

TABLE A4 NAVIGATION MESSAGE FILE - DATA RECORD DESCRIPTION		
OBS. RECORD	DESCRIPTION	FORMAT
PRN / EPOCH / SV CLK	- Satellite PRN number - Epoch: Toc - Time of Clock year (2 digits) month day hour minute second - SV clock bias (seconds) - SV clock drift (sec/sec) - SV clock drift rate (sec/sec2)	I2, 5I3, F5.1, 3D19.12
BROADCAST ORBIT - 1	- IODE Issue of Data, Ephemeris - Crs (meters) - Delta n (radians/sec) - M0 (radians)	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 2	- Cuc (radians) - e Eccentricity - Cus (radians) - sqrt(A) (sqrt(m))	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 3	- Toe Time of Ephemeris (sec of GPS week) - Cic (radians) - OMEGA (radians) - CIS (radians)	3X,4D19.12

```

5 10 3 31 14 0 0.0-0.234134495258E-05 0.682121026330E-12 0.000000000000E+00
0.490000000000E+02 0.906875000000E+02 0.492484799683E-08 0.981922154302E+00
0.496208667755E-05 0.190063484479E-02 0.249035656452E-05 0.515367579460E+04
0.309600000000E+06 0.372529029846E-07 0.141499088172E+01 0.409781932831E-07
0.958755788827E+00 0.328187500000E+03 0.346174834291E+00-0.852856953487E-08
0.189293599124E-09 0.100000000000E+01 0.157700000000E+04 0.000000000000E+00
0.200000000000E+01 0.000000000000E+00-0.884756445885E-08 0.490000000000E+02
0.302418000000E+06 0.400000000000E+01 0.000000000000E+00 0.000000000000E+00

```

TABLE A4 NAVIGATION MESSAGE FILE - DATA RECORD DESCRIPTION		
OBS. RECORD	DESCRIPTION	FORMAT
PRN / EPOCH / SV CLK	- Satellite PRN number - Epoch: Toc - Time of Clock year (2 digits) month day hour minute second - SV clock bias (seconds) - SV clock drift (sec/sec) - SV clock drift rate (sec/sec2)	I2, 5I3, F5.1, 3D19.12
BROADCAST ORBIT - 1	- IODE Issue of Data, Ephemeris - Crs (meters) - Delta n (radians/sec) - M0 (radians)	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 2	- Cuc (radians) - e Eccentricity - Cus (radians) - sqrt(A) (sqrt(m))	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 3	- Toe Time of Ephemeris (sec of GPS week) - Cic (radians) - OMEGA (radians) - CIS (radians)	3X,4D19.12

```

5 10 3 31 14 0 0.0-0.234134495258E-05 0.682121026330E-12 0.000000000000E+00
0.490000000000E+02 0.906875000000E+02 0.492484799683E-08 0.981922154302E+00
0.496208667755E-05 0.190063484479E-02 0.249035656452E-05 0.515367579460E+04
0.309600000000E+06 0.372529029846E-07 0.141499088172E+01 0.409781932831E-07
0.958755788827E+00 0.328187500000E+03 0.346174834291E+00-0.852856953487E-08
0.189293599124E-09 0.100000000000E+01 0.157700000000E+04 0.000000000000E+00
0.200000000000E+01 0.000000000000E+00-0.884756445885E-08 0.490000000000E+02
0.302418000000E+06 0.400000000000E+01 0.000000000000E+00 0.000000000000E+00

```

TABLE A4 NAVIGATION MESSAGE FILE - DATA RECORD DESCRIPTION		
OBS. RECORD	DESCRIPTION	FORMAT
PRN / EPOCH / SV CLK	- Satellite PRN number	I2,
	- Epoch: Toc - Time of Clock	
	year (2 digits)	5I3,
	month	
	day	
	hour	
	minute	
	second	F5.1,
	- SV clock bias (seconds)	3D19.12
	- SV clock drift (sec/sec)	
	- SV clock drift rate (sec/sec2)	
BROADCAST ORBIT - 1	- IODE Issue of Data, Ephemeris	3X,4D19.12
	- Crs (meters)	
	- Delta n (radians/sec)	
	- M0 (radians)	
BROADCAST ORBIT - 2	- Cuc (radians)	3X,4D19.12
	- e Eccentricity	
	- Cus (radians)	
	- sqrt(A) (sqrt(m))	
BROADCAST ORBIT - 3	- Toe Time of Ephemeris	3X,4D19.12
	(sec of GPS week)	
	- Cic (radians)	
	- OMEGA (radians)	
	- CIS (radians)	

```

5 10 3 31 14 0 0.0-0.234134495258E-05 0.682121026330E-12 0.000000000000E+00
0.490000000000E+02 0.906875000000E+02 0.492484799683E-08 0.981922154302E+00
0.496208667755E-05 0.190063484479E-02 0.249035656452E-05 0.515367579460E+04
0.309600000000E+06 0.372529029846E-07 0.141499088172E+01 0.409781932831E-07
0.958755788827E+00 0.328187500000E+03 0.346174834291E+00-0.852856953487E-08
0.189293599124E-09 0.100000000000E+01 0.157700000000E+04 0.000000000000E+00
0.200000000000E+01 0.000000000000E+00-0.884756445885E-08 0.490000000000E+02
0.302418000000E+06 0.400000000000E+01 0.000000000000E+00 0.000000000000E+00

```

TABLE A4 NAVIGATION MESSAGE FILE - DATA RECORD DESCRIPTION		
OBS. RECORD	DESCRIPTION	FORMAT
PRN / EPOCH / SV CLK	- Satellite PRN number	I2,
	- Epoch: Toc - Time of Clock	
	year (2 digits)	5I3,
	month	
	day	
	hour	
	minute	
	second	F5.1,
	- SV clock bias (seconds)	3D19.12
	- SV clock drift (sec/sec)	
	- SV clock drift rate (sec/sec2)	
BROADCAST ORBIT - 1	- IODE Issue of Data, Ephemeris	3X,4D19.12
	- Crs (meters)	
	- Delta n (radians/sec)	
	- M0 (radians)	
BROADCAST ORBIT - 2	- Cuc (radians)	3X,4D19.12
	- e Eccentricity	
	- Cus (radians)	
	- sqrt(A) (sqrt(m))	
BROADCAST ORBIT - 3	- Toe Time of Ephemeris	3X,4D19.12
	(sec of GPS week)	
	- Cic (radians)	
	- OMEGA (radians)	
	- CIS (radians)	

```

5 10 3 31 14 0 0.0-0.234134495258E-05 0.682121026330E-12 0.000000000000E+00
0.490000000000E+02 0.906875000000E+02 0.492484799683E-08 0.981922154302E+00
0.496208667755E-05 0.190063484479E-02 0.249035656452E-05 0.515367579460E+04
0.309600000000E+06 0.372529029846E-07 0.141499088172E+01 0.409781932831E-07
0.958755788827E+00 0.328187500000E+03 0.346174834291E+00-0.852856953487E-08
0.189293599124E-09 0.100000000000E+01 0.157700000000E+04 0.000000000000E+00
0.200000000000E+01 0.000000000000E+00-0.884756445885E-08 0.490000000000E+02
0.302418000000E+06 0.400000000000E+01 0.000000000000E+00 0.000000000000E+00

```

BROADCAST ORBIT - 4	- i0 (radians) - Crc (meters) - omega (radians) - OMEGA DOT (radians/sec)	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 5	- IDOT (radians/sec) - Codes on L2 channel - GPS Week # (to go with TOE) Continuous number, not mod(1024)! - L2 P data flag	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 6	- SV accuracy (meters) - SV health (MSB only) - TGD (seconds) - IODC Issue of Data, Clock	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 7	- Transmission time of message (sec of GPS week, derived e.g. from Z-count in Hand Over Word (HOW)) - spare - spare - spare	3X,4D19.12

```

5 10 3 31 14 0 0.0-0.234134495258E-05 0.682121026330E-12 0.000000000000E+00
0.490000000000E+02 0.906875000000E+02 0.492484799683E-08 0.981922154302E+00
0.496208667755E-05 0.190063484479E-02 0.249035656452E-05 0.515367579460E+04
0.309600000000E+06 0.372529029846E-07 0.141499088172E+01 0.409781932831E-07
0.958755788827E+00 0.328187500000E+03 0.346174834291E+00-0.852856953487E-08
0.189293599124E-09 0.100000000000E+01 0.157700000000E+04 0.000000000000E+00
0.200000000000E+01 0.000000000000E+00-0.884756445885E-08 0.490000000000E+02
0.302418000000E+06 0.400000000000E+01 0.000000000000E+00 0.000000000000E+00

```

BROADCAST ORBIT - 4	- i0 (radians) - Crc (meters) - omega (radians) - OMEGA DOT (radians/sec)	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 5	- IDOT (radians/sec) - Codes on L2 channel - GPS Week # (to go with TOE) Continuous number, not mod(1024)! - L2 P data flag	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 6	- SV accuracy (meters) - SV health (MSB only) - TGD (seconds) - IODC Issue of Data, Clock	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 7	- Transmission time of message (sec of GPS week, derived e.g. from Z-count in Hand Over Word (HOW)) - spare - spare - spare	3X,4D19.12

```

5 10 3 31 14 0 0.0-0.234134495258E-05 0.682121026330E-12 0.000000000000E+00
0.490000000000E+02 0.906875000000E+02 0.492484799683E-08 0.981922154302E+00
0.496208667755E-05 0.190063484479E-02 0.249035656452E-05 0.515367579460E+04
0.309600000000E+06 0.372529029846E-07 0.141499088172E+01 0.409781932831E-07
0.958755788827E+00 0.328187500000E+03 0.346174834291E+00-0.852856953487E-08
0.189293599124E-09 0.100000000000E+01 0.157700000000E+04 0.000000000000E+00
0.200000000000E+01 0.000000000000E+00-0.884756445885E-08 0.490000000000E+02
0.302418000000E+06 0.400000000000E+01 0.000000000000E+00 0.000000000000E+00

```

BROADCAST ORBIT - 4	- i0 (radians) - Crc (meters) - omega (radians) - OMEGA DOT (radians/sec)	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 5	- IDOT (radians/sec) - Codes on L2 channel - GPS Week # (to go with TOE) Continuous number, not mod(1024)! - L2 P data flag	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 6	- SV accuracy (meters) - SV health (MSB only) - TGD (seconds) - IODC Issue of Data, Clock	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 7	- Transmission time of message (sec of GPS week, derived e.g. from Z-count in Hand Over Word (HOW)) - spare - spare - spare	3X,4D19.12

```

5 10 3 31 14 0 0.0-0.234134495258E-05 0.682121026330E-12 0.000000000000E+00
0.490000000000E+02 0.906875000000E+02 0.492484799683E-08 0.981922154302E+00
0.496208667755E-05 0.190063484479E-02 0.249035656452E-05 0.515367579460E+04
0.309600000000E+06 0.372529029846E-07 0.141499088172E+01 0.409781932831E-07
0.958755788827E+00 0.328187500000E+03 0.346174834291E+00-0.852856953487E-08
0.189293599124E-09 0.100000000000E+01 0.157700000000E+04 0.000000000000E+00
0.200000000000E+01 0.000000000000E+00-0.884756445885E-08 0.490000000000E+02
0.302418000000E+06 0.400000000000E+01 0.000000000000E+00 0.000000000000E+00

```

BROADCAST ORBIT - 4	- i0 (radians) - Crc (meters) - omega (radians) - OMEGA DOT (radians/sec)	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 5	- IDOT (radians/sec) - Codes on L2 channel - GPS Week # (to go with TOE) Continuous number, not mod(1024)! - L2 P data flag	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 6	- SV accuracy (meters) - SV health (MSB only) - TGD (seconds) - IODC Issue of Data, Clock	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 7	- Transmission time of message (sec of GPS week, derived e.g. from Z-count in Hand Over Word (HOW)) - spare - spare - spare	3X,4D19.12

```

5 10 3 31 14 0 0.0-0.234134495258E-05 0.682121026330E-12 0.000000000000E+00
0.490000000000E+02 0.906875000000E+02 0.492484799683E-08 0.981922154302E+00
0.496208667755E-05 0.190063484479E-02 0.249035656452E-05 0.515367579460E+04
0.309600000000E+06 0.372529029846E-07 0.141499088172E+01 0.409781932831E-07
0.958755788827E+00 0.328187500000E+03 0.346174834291E+00-0.852856953487E-08
0.189293599124E-09 0.100000000000E+01 0.157700000000E+04 0.000000000000E+00
0.200000000000E+01 0.000000000000E+00-0.884756445885E-08 0.490000000000E+02
0.302418000000E+06 0.400000000000E+01 0.000000000000E+00 0.000000000000E+00

```

Datos efemérides:

Símb.	Descripción	Unid.	Valor
M_0	Anomalía media en el instante de referencia	Rad	0.981922154302E+00
Δn	Variación del movimiento medio, respecto al valor calculado	Rad/s	0.492484799683E-08
e	Excentricidad de la órbita	-	0.190063484479E-02
\sqrt{a}	Raíz cuadrada del semieje mayor	m ^{1/2}	0.515367579460E+04
Ω_0	Longitud del nodo ascendente de la órbita plana al comienzo de la semana	Rad	0.141499088172E+01
i_0	Angulo de inclinación del plano orbital en el instante de referencia	Rad	0.958755788827E+00
ω	Argumento del perigeo respecto del nodo ascendente	Rad	0.346174834291E+00

Datos efemérides:

Símb.	Descripción	Unid.	Valor
$\dot{\Omega}$	Variación de la ascensión recta	Rad/s	-0.852856953487E-08
$IDOT$	Variación del ángulo de la inclinación	Rad/s	0.189293599124E-09
C_{uc}	Amplitud del segundo armónico coseno para la corrección de la longitud del punto nodal ascendente	Rad	0.496208667755E-05
C_{us}	Amplitud del segundo armónico seno para la corrección del argumento de la longitud del punto nodal ascendente	Rad	0.249035656452E-05
C_{rc}	Amplitud del segundo armónico coseno para la corrección del radio orbital	m	0.328187500000E+03
C_{rs}	Amplitud del segundo armónico seno para la corrección del radio orbital	m	0.906875000000E+02

Datos efemérides:

Símb.	Descripción	Unid.	Valor
C_{ic}	Amplitud del segundo armónico coseno para la corrección de la inclinación	Rad	0.372529029846E-07
C_{is}	Amplitud del segundo armónico seno para la corrección de la inclinación	Rad	0.409781932831E-07
t_{0e}	Instante de referencia de las efemérides	s	0.309600000000E+06
$IODE$	Salud del satélite	-	0.490000000000E+02

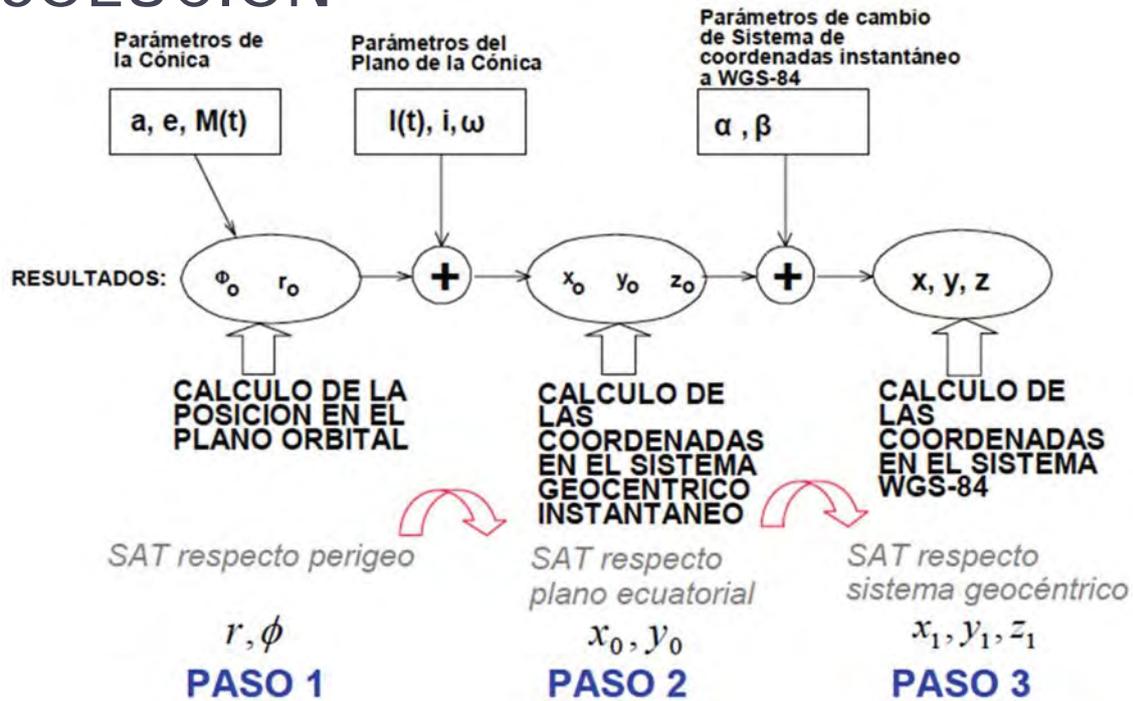
COMPONENTS OF EPHEMERIS DATA

Name	Description	Units
M_0	Mean anomaly at reference time	Semicircle
Δn	Mean motion difference from computed value	Semicircle/s
e	Eccentricity	Dimensionless
\sqrt{a}	Square root of semimajor axis	$m^{1/2}$
Ω_0	Longitude of ascending node of orbit plane at weekly epoch	Semicircle
i_0	Inclination angle at reference time	Semicircle
ω	Argument of perigee	Semicircle
$\dot{\Omega}$	Rate of right ascension	Semicircle/s
$IDOT$	Rate of inclination angle	Semicircle/s
$C_{\mu c}$	Amplitude of cosine harmonic correction term to the argument of latitude	Rad
$C_{\mu s}$	Amplitude of sine harmonic correction term to the argument of latitude	Rad
C_{rc}	Amplitude of cosine harmonic correction term to the orbit radius	m
C_{rs}	Amplitude of sine harmonic correction term to the orbit radius	m
C_{ic}	Amplitude of cosine harmonic correction term to the angle of inclination	Rad
C_{is}	Amplitude of sine harmonic correction term to the angle of inclination	Rad
t_{0e}	Ephemeris reference time	s
$IODE$	Issue of data, ephemeris	Dimensionless

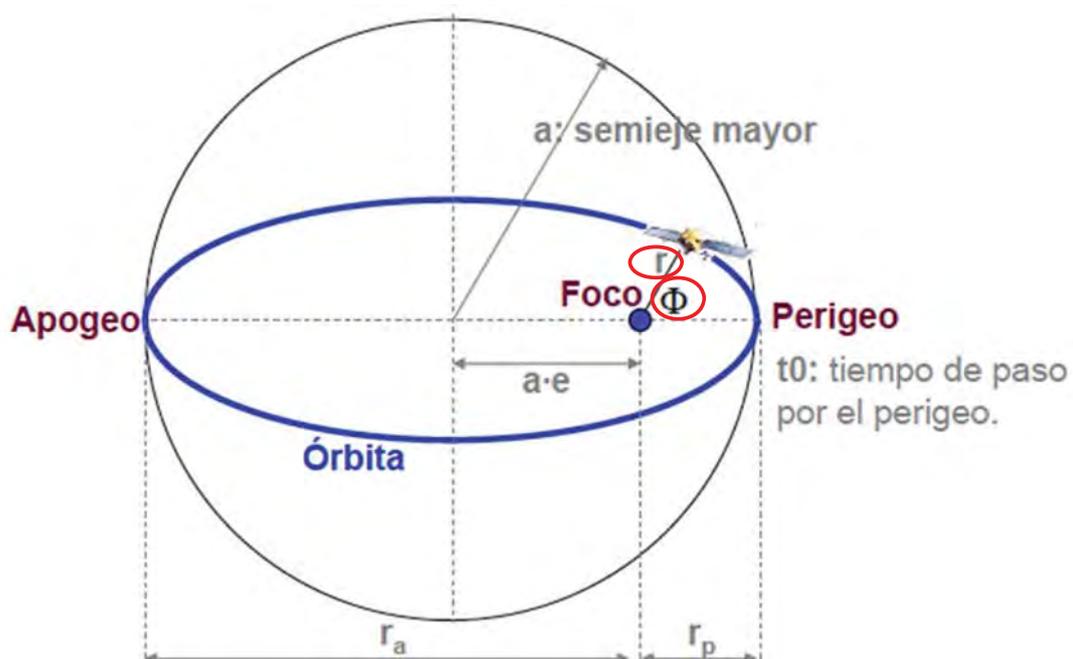
ALGORITHM FOR COMPUTING SATELLITE POSITION

Equation	Description
$\mu = 3.986008 \times 10^{14} m^3 / s^2$	WGS 84 value of earth's universal gravitational parameter
$\dot{\Omega}_e = 7.292115167 \times 10^{-5} rad / s$	WGS 84 value of earth's rotation rate
$a = (\sqrt{a})^2$	Semimajor axis
$t_{n+1} = t - t_{0e}$	Time from ephemeris reference epoch
$f_n = \tan^{-1} \left\{ \frac{\sqrt{(1-e^2)} \sin E_n / (1-e \cos E_n)}{(\cos E_n - e) / (1-e \cos E_n)} \right\}$	True anomaly
$E_n = \cos^{-1} \left(\frac{e + \cos f_n}{1 + e \cos f_n} \right)$	Eccentric anomaly from cosine
$\phi_n = f_n + \omega$	Argument of latitude
$\delta \mu_n = C_{\mu c} \cos 2\phi_n + C_{\mu s} \sin 2\phi_n$	Second-harmonic correction to argument of latitude
$\delta r_n = C_{rc} \cos 2\phi_n + C_{rs} \sin 2\phi_n$	Second-harmonic correction to radius
$\delta i_n = C_{ic} \cos 2\phi_n + C_{is} \sin 2\phi_n$	Second-harmonic correction to inclination
$\mu_n = \phi_n + \delta \mu_n$	Corrected argument of latitude
$r_n = a(1 - e \cos E_n) + \delta r_n$	Corrected radius
$i_n = i_0 + \delta i_n + (IDOT)t_n$	Corrected inclination
$x'_n = r_n \cos \mu_n$	X coordinate in orbit plane
$y'_n = r_n \sin \mu_n$	Y coordinate in orbit plane
$\Omega_n = \Omega_0 + (\dot{\Omega} + \dot{\Omega}_e)t_n - \dot{\Omega}_e t_{0e}$	Corrected longitude of ascending node
$x_n = x'_n \cos \Omega_n - y'_n \sin \Omega_n$	ECEF X coordinate
$y_n = x'_n \sin \Omega_n + y'_n \cos \Omega_n$	ECEF Y coordinate
$z_n = x'_n \sin i_n$	ECEF Z coordinate

Posicionamiento de satélites: SOLUCIÓN



Paso 1. Posición en el plano orbital



Paso 1. Posición en el plano orbital

- Determinar la anomalía media (M) que depende del tiempo:

$$M = M_0 + \left(\sqrt{\frac{GM}{a^3}} + \Delta n \right) \cdot (t_{\text{datos}} - t_0)$$

$$M = 1.040265624819851 \text{ rad}$$

M_0 de las efemérides = 0.981922154302 rad
GM es la constante de gravitación universal = $3,986004418 \cdot 10^{14} \text{m}^3/\text{s}^2$
a de las efemérides = $a = (0.515367579460 \cdot 10^4)^2$
 Δn de las efemérides = $0.492484799683\text{E}-08$
 $t_{\text{datos}} = 0.31\text{E}6$;
 t_0 de las efemérides = $0.3096\text{E}+06$

Paso 1. Posición en el plano orbital

- Determinar la anomalía excéntrica (E):

$$M = E - e \cdot \text{sen}(E)$$

$$E = 4.084938244351015 \text{ rad}$$

$$M = 1.040265624819851$$

e de las efemérides = $0.190063484479\text{E}-02$

Paso 1. Posición en el plano orbital

- Determinar la anomalía verdadera (Φ_0) y el radio orbital (r_0):

$$\Phi = 2 \cdot \tan \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \cdot \tan\left(\frac{E}{2}\right)$$
$$= 4.767921457506387 \text{ rad}$$

$$r = a \cdot (1 - e \cos E)$$
$$= 2.659001106749028e + 07 \text{ m}$$

e de las efemérides =
0.190063484479E-02

$$E = 4.084938244351015 \text{ rad}$$

a de las efemérides =
 $a = (0.515367579460 \cdot 10^{04})^2$

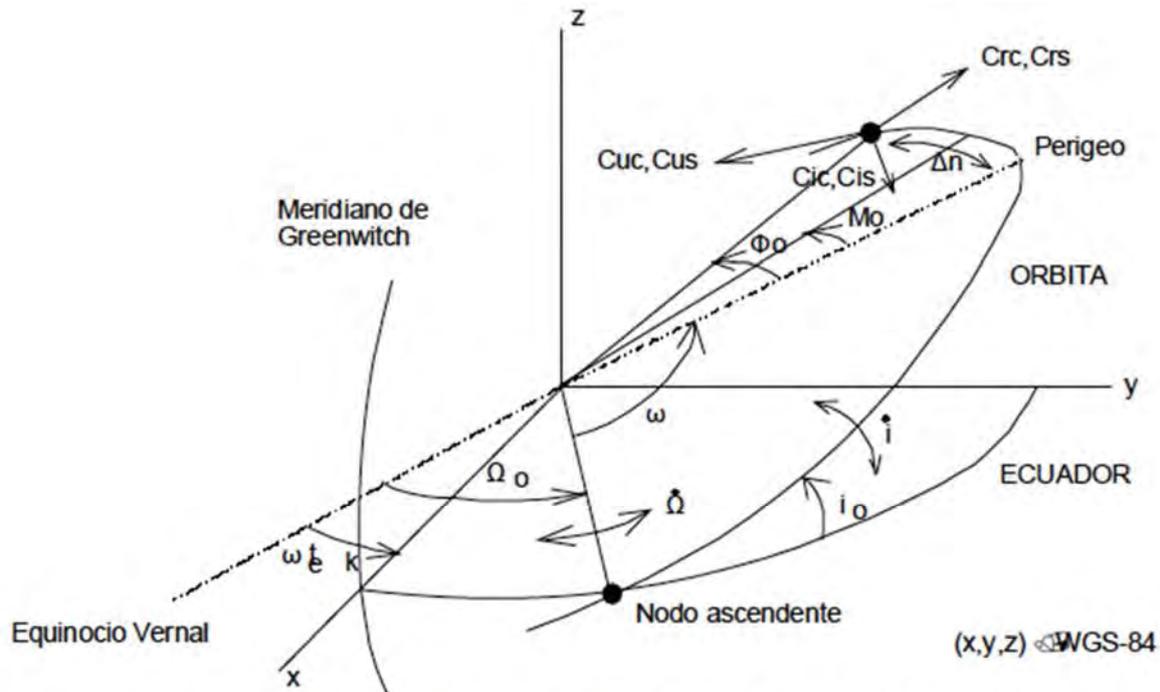
Paso 1. Posición en el plano orbital

- Determinar el argumento de la latitud (Φ) y su corrección (Φ_c) y el radio orbital corregido (r):

$$\phi = \phi_0 + \omega = 5.114096291797387 \text{ rad}$$

$$\phi_c = \phi + C_{rs} \sin(2\phi) + C_{rc} \cos(2\phi) = 5.114091054466512 \text{ rad}$$

$$r_c = r_0 + C_{rs} \sin(2\phi) + C_{rc} \cos(2\phi) = 2.658971795168845e + 07 \text{ m}$$



Representación gráfica de las efemérides

Paso 2. Posición de su órbita en el espacio

- Determinar el ángulo de inclinación (i) y su corrección (i_c):

$$i = i_0 + \frac{di}{dt} \cdot (t_{\text{datos}} - t_0)$$

$$i = 0.95875586 \ 4544440 \ \text{rad}$$

i_0 de las efemérides =
0.958755788827E+00

\dot{i} de las efemérides =
0.189293599124E-09

$t_{\text{datos}} = 0.31\text{E}6$;

t_0 de las efemérides = 0.3096E+06

$$i = i_0 + \frac{di}{dt} \cdot (t_{\text{datos}} - t_0) + C_{ic} \cdot \cos 2(\omega_0 + \Phi) + C_{is} \cdot \sin 2(\omega_0 + \Phi)$$

$$i_c = 0.95875580 \ 9188223 \ \text{rad}$$

Paso 2. Posición de su órbita en el espacio

- Determinar el argumento del perigeo (ω) y la longitud del nodo ascendente (I):

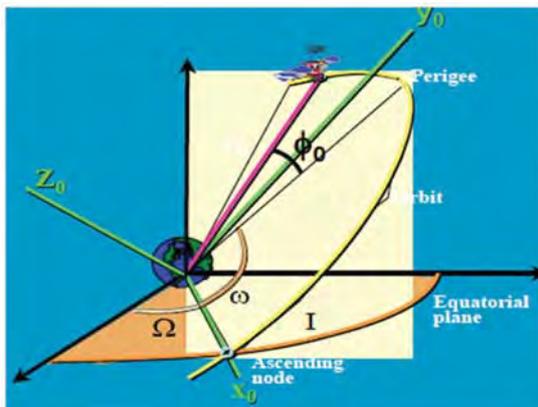
ω de las efemérides= 0.346174834291E+00

$$\Omega = \Omega_0 + \frac{d\Omega}{dt} t_{\text{datos}}$$

$$\Omega = 1.41234702 \ 5164190 \text{ rad}$$

Paso 2. Posición de su órbita en el espacio

- Determinar coordenadas del satélite en ejes ECI (Earth Central Inertial):



$$x_0 = r \cos(\omega + \phi_c) =$$

$$1.03961939 \ 4256193e \ + \ 07 \text{ m}$$

$$y_0 = r \sin(\omega + \phi_c) =$$

$$-2.44730924 \ 1307648e \ + \ 07 \text{ m}$$

$$z_0 = 0$$

Paso 3. Posición del satélite en Ejes Tierra ECEF

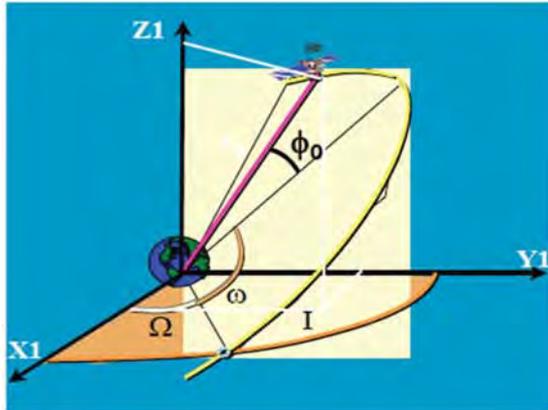
$$\omega_e = 7.2921151467 \cdot 10^{-5} \text{ rad} / \text{s}$$

$$\Omega = \Omega_0 + \frac{d\Omega}{dt} \cdot t_{\text{datos}} - \omega_e \cdot t_{\text{datos}} = -21.193209 \ 929605807 \text{ rad} / \text{s}$$

$$\begin{aligned} x &= x_0 \cos \Omega + y_0 \cos i \sin \Omega = \\ &= 2.80788715 \ 4963934e + 06 \text{ m} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} y &= x_0 \sin \Omega + y_0 \cos i \cos \Omega = \\ &= 2.37415675 \ 0613173e + 06 \text{ m} \end{aligned}$$

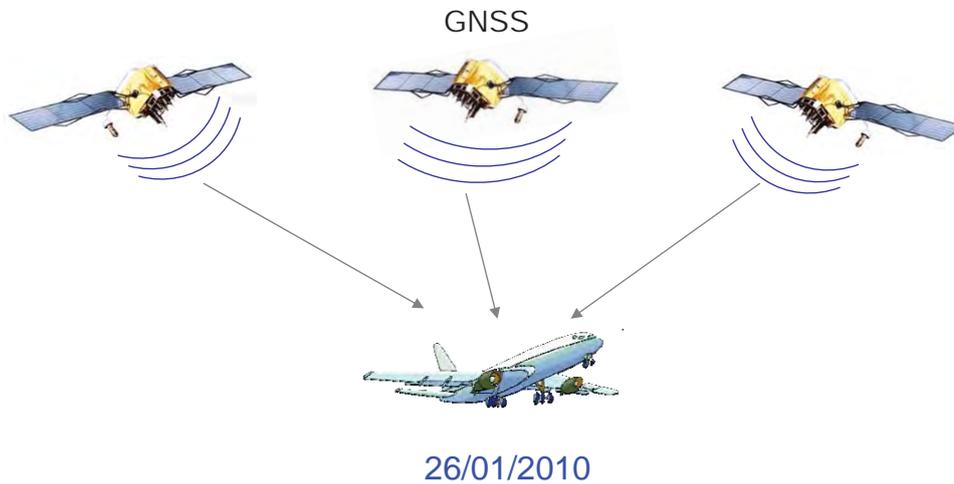
$$\begin{aligned} z &= y_0 \sin i = \\ &= -2.0030672 \ 21929752e + 07 \end{aligned}$$





Problema:

Determinación de la Posición de un Satélite



Problema



- **Objetivo**

- Calcular la posición de un satélite GPS (en coordenadas ECEF) en un instante $2.305000e+5$ segundos a partir de su mensaje de navegación.



Datos: Descarga Almanaque para el Satélite



El contenido del mensaje de navegación consta de cuatro tipos de información.

La información contenida en el NAVDATA es:

- Información temporal y de estado del reloj del satélite.
- Datos de corrección para compensar el retraso de la señal a su paso por la ionosfera y troposfera.
- **Información sobre los parámetros orbitales del satélite (efemérides)**
- Información sobre estado del satélite y almanaque (parámetros orbitales de la constelación completa)



Datos: Descarga Almanaque para el Satélite



Los datos precisos se transmiten, por cada satélite, en el mensaje de navegación (NAVDATA) que contiene, entre otra, la siguiente información:

M_0 : anomalía media en el instante de referencia

Δn : variación del movimiento medio, respecto al valor calculado

e : excentricidad de la órbita

\sqrt{a} : raíz cuadrada del semieje mayor

Ω_0 : longitud del nodo ascendente de la órbita plana al comienzo de la semana.

i_0 : ángulo de inclinación del plano orbital en el instante de referencia.

ω : argumento del perigeo respecto del nodo ascendente

Ω : variación de la ascensión recta

i : variación del ángulo de inclinación

C_{uc} : amplitud del segundo armónico coseno para la corrección de la latitud.

C_{us} : amplitud del segundo armónico seno para la corrección del argumento de la latitud

C_{rc} : amplitud del segundo armónico coseno para la corrección del radio orbital

C_{rs} : amplitud del segundo armónico seno para la corrección del radio orbital

C_{ic} : amplitud del segundo armónico coseno para la corrección de la inclinación

C_{is} : amplitud del segundo armónico seno para la corrección de la inclinación.

t_{0e} : instante de referencia de las efemérides



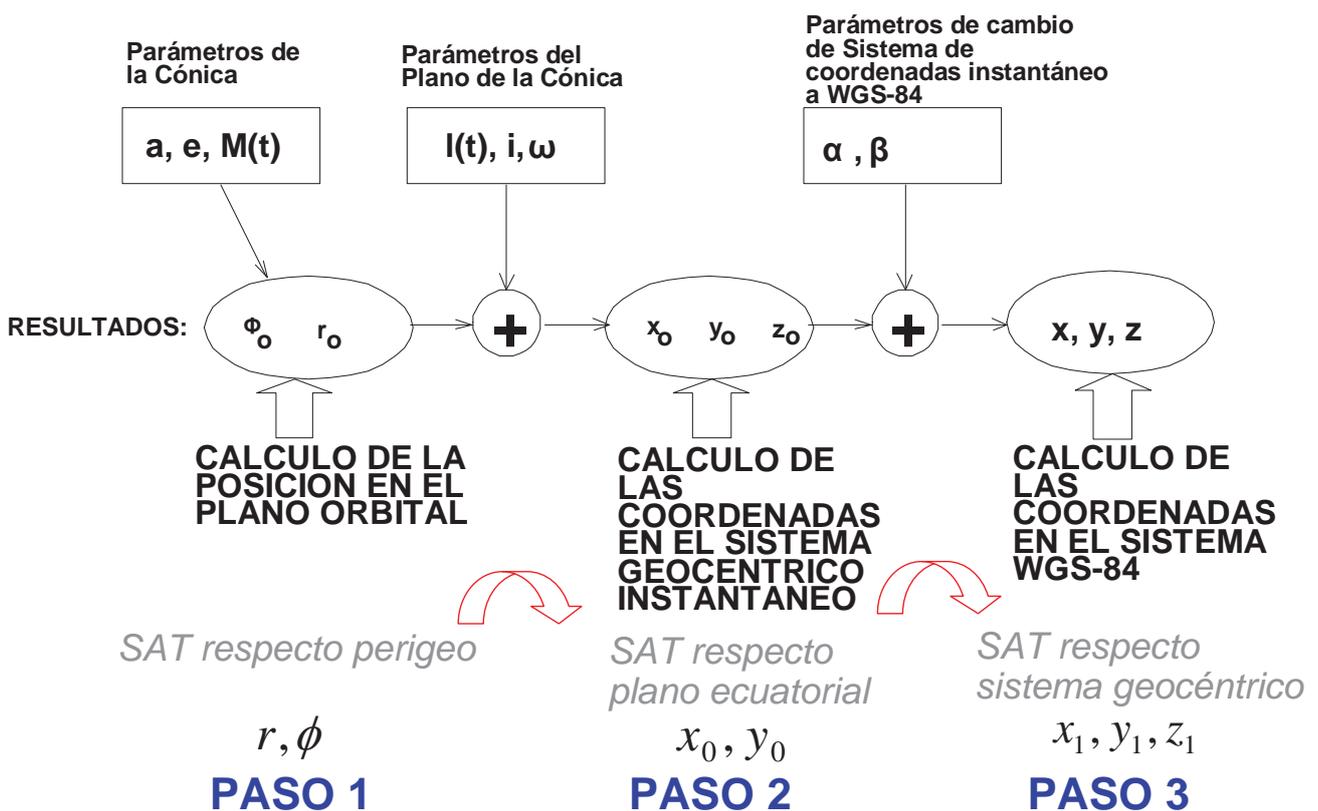
Datos: Descarga Almanaque para el Satélite



Parámetro	Valor	Significado
M_0	2.666310e+00	Anomalía media en el instante de referencia [rad].
delta_n	4.135887e-09	Diferencia del movimiento medio frente a valor calculado.
e	5.351137e-03	Excentricidad de la órbita.
Sqrt_a	5.153714e+03	Raíz cuadrada del semieje mayor de la órbita [m ^{1/2}].
omega_0 (Ω_0)	-2.534338e+00	Ascensión recta del nodo ascendente al comienzo semana [rad].
i_0	9.738011e-01	Ángulo de inclinación en el instante de referencia [rad].
Omega (ω)	-1.677769e+00	Argumento del perigeo [rad].
OMEGADOT	-7.761752e-09	Velocidad angular de la ascensión recta [rad/s].
IDOT	4.750198e-10	Velocidad angular del ángulo de inclinación [rad/s].
C_uc	2.738088e-06	Término corrección armónica cosenoidal al argumento de latitud [rad].
C_us	7.921830e-06	Término corrección armónica senoidal al argumento latitud [rad].
C_rs	5.409375e+01	Término corrección armónica senoidal al radio de órbita [m].
C_rc	2.328438e+02	Término corrección armónica cosenoidal al radio órbita [m].
C_ic	6.332994e-08	Término corrección armónica cosenoidal al ángulo inclinación [rad].
C_is	8.381903e-08	Término corrección armónica senoidal al ángulo inclin.
to_e	2.304000e+05	Instante de referencia de los datos de efemérides [s].
Salud del satélite	0	Salud del satélite.



Metodología





Paso 1

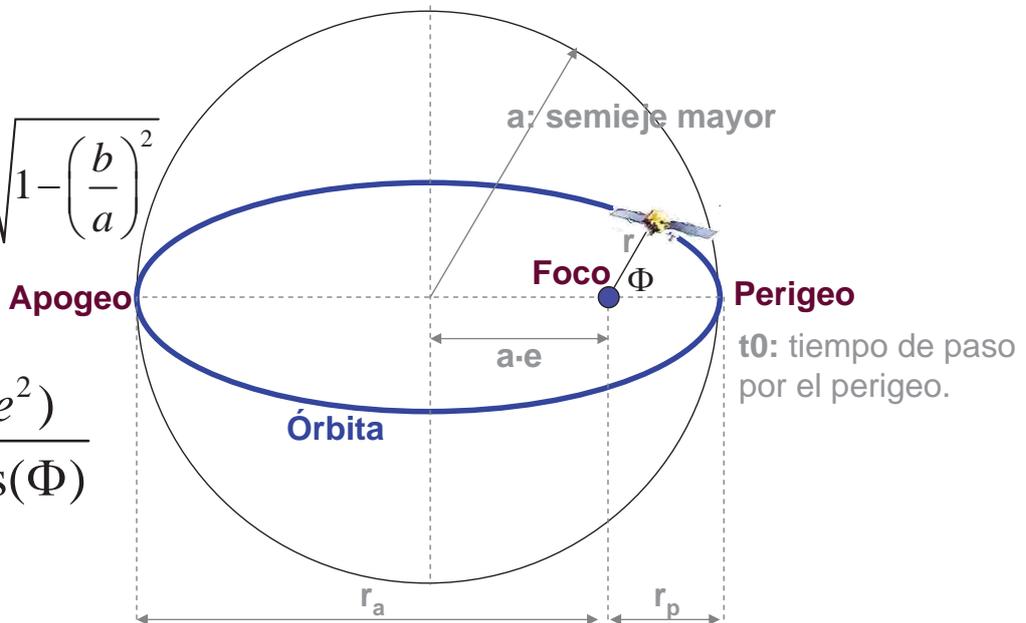


1ª ley: Los satélites se mueven siguiendo una órbita elíptica (en general, una cónica) con uno de los focos en el baricentro correspondiente a los dos cuerpos (tierra y satélite).

$$a = \frac{r_a + r_p}{2}$$

$$e = \frac{r_a - r_p}{r_a + r_p} = \sqrt{1 - \left(\frac{b}{a}\right)^2}$$

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



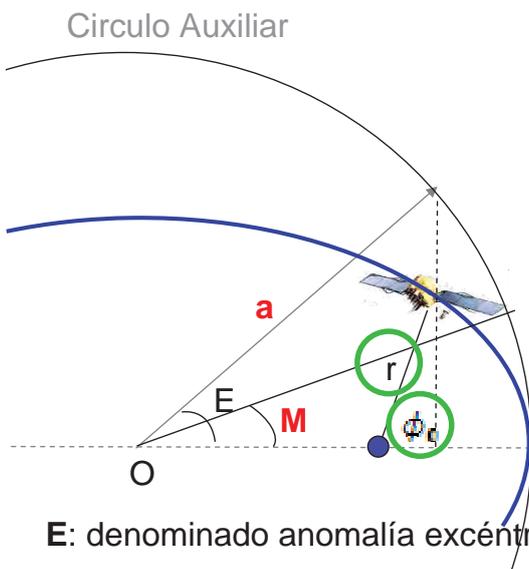
Paso 1



- Datos proporcionados por Almanaque: Parámetros de la Cónica

a, e, M(t)

M_0	2.666310e+00	Anomalía media en el instante de referencia [rad].
e	5.351137e-03	Excentricidad de la órbita.
sqrt_a	5.153714e+03	Raíz cuadrada del semieje mayor de la órbita [m ^{1/2}].
delta_n	4.135887e-09	Diferencia del movimiento medio frente a valor calculado.



E: denominado anomalía excéntrica

Φ se le denomina anomalía verdadera

M, anomalía media

¿SAT respecto perigeo?

r, Φ



Paso 1



• Calcular Parámetros básicos en el tiempo pedido t_{data} :

Φ se le denomina anomalía verdadera, con objeto de distinguirlo de la anomalía media, M , que resulta de considerar como un movimiento de velocidad uniforme el giro del satélite sobre la circunferencia homográfica de la elipse. Esta velocidad angular (n) vendría dada por:

$$n = \frac{2\pi}{T} \longrightarrow M = M_0 + (n + \Delta n) \cdot (t_{datos} - t_0)$$

3ª ley: El cuadrado del período de revolución de un satélite es proporcional al cubo del semieje mayor de la órbita que recorre.

$$T^2 = \frac{4\pi^2 a^3}{GM} \longrightarrow M = M_0 + \left(\sqrt{\frac{GM}{a^3}} + \Delta n \right) \cdot (t_{datos} - t_0)$$

$t_0=2.304000e+05$

$t_{datos}=2.305000e+05$

M=2.68089546 rad

a : es el semieje mayor de la elipse.

$GM= 3.986004418 \cdot 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$

G : la constante de la Ley de Gravitación Universal.



Paso 1

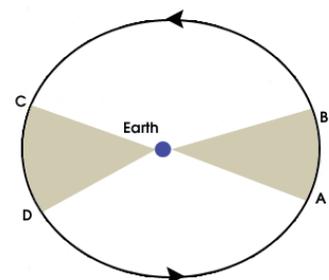


2ª ley: En los cuerpos sometidos a fuerzas centrales (como los satélites) el radio vector barre áreas iguales en tiempos iguales (consecuencia del teorema de las fuerzas centrales).

$$\longrightarrow M = E - e \cdot \text{sen}(E) \quad \text{Ec. de Kepler}$$

Con $M=2.68089546 \text{ rad}$ y $e=5.351137e-03$

E=2.68326307433076 rad





Paso 1



Método de las aproximaciones sucesivas

Como normalmente la excentricidad e es pequeña puede despreciarse y la aproximación inicial $E_0=M$. Ahora se aplica la ecuación de Kepler para obtener un nuevo valor:

$$E_1 = M + e \times \sin E_0$$

$$E_i = M + e \times \sin E_{i-1}$$

se itera el cálculo las veces necesarias hasta que la diferencia entre E_{i-1} y E_i es menor que una cantidad prefijada o error.

```

function [E] = solve_Kepler_for_E(Me, e, tol)
breakflag = 0;
E1 = Me;
while breakflag == 0
    %Fixed-point iterative version of Kepler's Equation
    E = Me + e*sin(E1);
    %Break loop if tolerance is achieved
    if abs(E - E1) < tol
        breakflag = 1;
    end
    E1 = E;
end

```



Paso 1



La **anomalía verdadera** se obtiene ahora a partir de la expresión:

$$\Phi = 2 \cdot \tan \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \cdot \tan\left(\frac{E}{2}\right) = 2.68562 \text{ rad}$$

El **radio orbital** se obtiene de la expresión::

$$\begin{aligned}
 r &= a \cdot (1 - e \cos E) = 2.66882 \cdot e^7 \text{ m} \\
 &= \frac{a \cdot (1 - e^2)}{1 + e \cdot \cos(\Phi)} = \\
 &= \frac{a \cdot (\cos E - e)}{\cos(\Phi)} =
 \end{aligned}$$

$$r = a \cdot (1 - e \cos E) + C_{rc} \cdot \cos 2(\omega_0 + \Phi) + C_{rs} \cdot \sin 2(\omega_0 + \Phi)$$

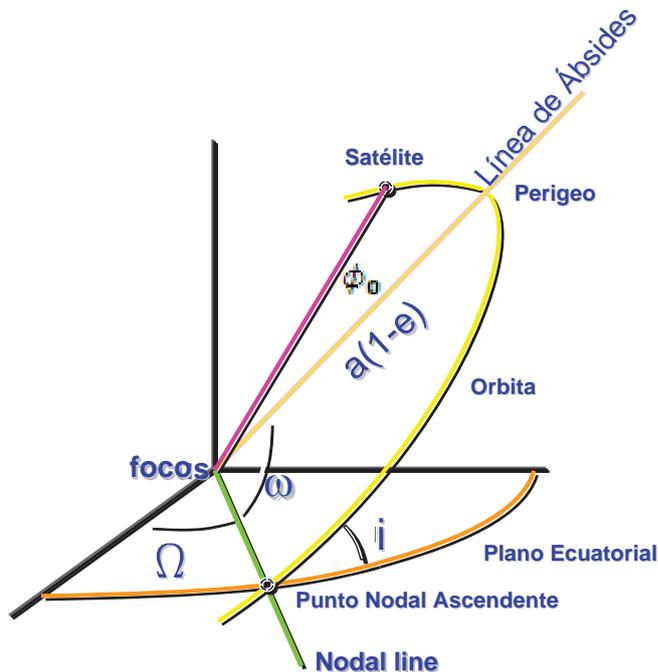


Paso 2



Fijación de la órbita en el espacio:

$$l(t), i, \omega$$

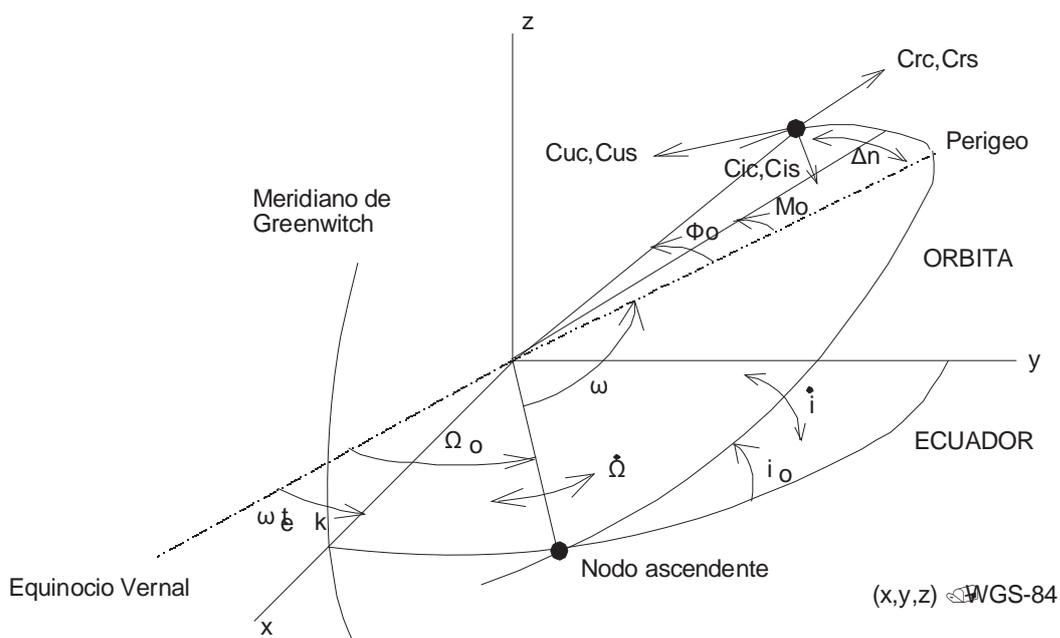


- i : inclinación orbital, ó ángulo entre los planos ecuatorial y el de la órbita
- Ω : longitud del punto nodal ascendente
- ω : longitud del perigeo

Una vez fijada la posición teórica del satélite en su órbita, hay que establecer las coordenadas de éste en un sistema fijado fuera del plano de la órbita.



Paso 2



Representación gráfica de las efemérides



Paso 2



El ángulo de inclinación (i) se obtiene de los siguientes datos:

i_0	9.738011e-01	Ángulo de inclinación en el instante de referencia [rad].
IDOT (di/dt)	4.750198e-10	Velocidad angular del ángulo de inclinación [rad/s].
Omega (ω)	-1.677769e+00	Argumento del perigeo [rad].
C_{ic}	6.332994e-08	Término corrección armónica cosenoidal al ángulo inclinación [rad].
C_{is}	8.381903e-08	Término corrección armónica senoidal al ángulo inclin.

Instante de tiempo: $t = 2.305000e+5$ seg.

$$i = i_0 + \frac{di}{dt} \cdot (t_{datos} - t_0) + C_{ic} \cdot \cos 2(\omega_0 + \Phi) + C_{is} \cdot \sin 2(\omega_0 + \Phi)$$

Obteniendo la primera estimación para i (sin considerar correcciones armónicas):

$$i = i_0 + \frac{di}{dt} \cdot (t_{datos} - t_0) = 0.9738 \text{ rad}$$

La corrección armónica suma:

$$\Delta i = C_{ic} \cdot \cos 2(\omega_0 + \Phi) + C_{is} \cdot \sin 2(\omega_0 + \Phi) = 4.84029e-008$$

Con lo que el **ángulo de inclinación i resulta $i=0.9738$ rad**. Obsérvese que la modificación de la corrección armónica resulta despreciable.



Paso 2



Argumento del perigeo:

$$\omega = \omega_0 + C_{wc} \cos 2(\omega_0 + v) + C_{ws} \sin 2(\omega_0 + v)$$

$$\longrightarrow \omega = -1.677769 \text{ rad}$$

La **longitud del punto nodal ascendente (l)** se puede calcular sobre un Sistema Geocéntrico Inercial (Earth Centered Inertial ,**ECI**), resultando sin corrección armónica:

$$\Omega = \Omega_0 + \frac{d\Omega}{dt} \cdot t_{datos} = -2.53613 \text{ rad}$$

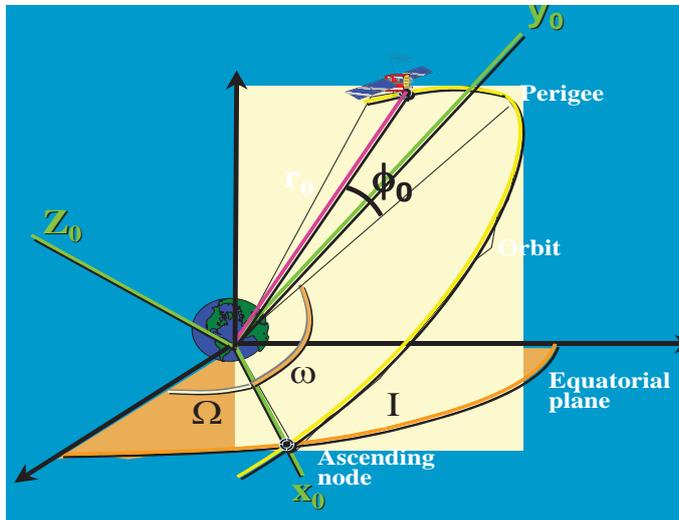
OMEGADOT	-7.761752e-09	Velocidad angular de la ascensión recta [rad/s].
omega_0 (Ω_0)	-2.534338e+00	Ascensión recta del nodo ascendente al comienzo semana [rad].



Paso 2



En primer lugar consideremos que respecto del sistema de coordenadas fijado por el geocentro O, el eje formado por este punto y el punto nodal ascendente (OX₀) y su perpendicular, a derechas, sobre el plano orbital (OY₀), las coordenadas del vector posición del satélite en el plano orbital serán:



$$x_0 = r \cdot \cos(\omega + \Phi) = 1.42429e+007 \text{ m}$$

$$y_0 = r \cdot \text{sen}(\omega + \Phi) = 2.25698e+007 \text{ m}$$

$$z_0 = 0$$

EJES ECI – Earth Central Inertial
No es realmente inercial (se está despreciando el movimiento de la Tierra en torno al Sol, y el movimiento propio del Sol respecto a las estrellas).



Paso 3



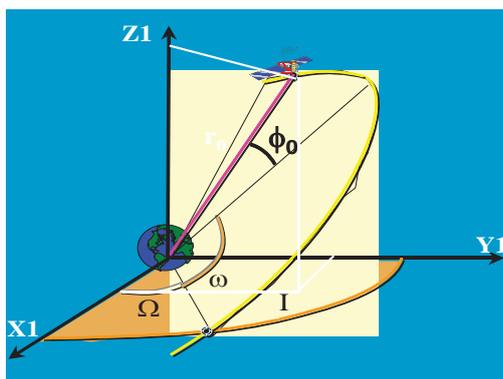
Como nos piden coordenadas **Sistema de Ejes Tierra** (ECEF, ECEF: Earth Centered, Earth Fixed), en vez de ECI, se requiere la velocidad angular de la tierra, $\omega_e = 7.2921151467 \times 10^{-5} \text{ rad/s}$

$$\Omega = \Omega_0 + \frac{d\Omega}{dt} \cdot t_{\text{datos}} - \omega_e \cdot t_{\text{datos}} = -19.3422$$

$$x = x_0 \cdot \cos(\Omega) + y_0 \cdot \cos(i) \cdot \text{sen}(\Omega) = 6.5479e+006 \text{ m}$$

$$y = x_0 \cdot \text{sen}(\Omega) + y_0 \cdot \cos(i) \cdot \cos(\Omega) = 4.4422e+006 \text{ m}$$

$$z = y_0 \cdot \text{sen}(i) = 1.8666e+007 \text{ m}$$



Ejes ECEF:
Ligado íntimamente a la Tierra, rota con ella.
El plano Oxy contiene al Ecuador y el plano Oxz al Meridiano de Greenwich.
La forma de la Tierra se asimila a un elipsoide de revolución (Elipsoide Internacional WGS84) alrededor del eje Oz (de rotación de la Tierra).

GPS-Pseudo Range's Solution and Fundamental Linear Algebra

Linear System of Equations

A linear system of equations is a set of n linear equations in k variables (sometimes called "unknowns"). Linear systems can be represented in matrix form as the matrix equation.

$$AX = b \quad (1)$$

where A is the matrix of coefficients, X is the column vector of variables, and b is the column vector of solutions.

If $n > k$, then the system is (in general) over-determined and there is no solution. Such a system usually has no solution, and the goal is then to find the numbers X which fit the equations "best", in the sense of minimizing the sum of squares of differences between the right-hand and left-hand sides of the equations. The justification for choosing this criterion is given in properties, below.

$$\text{Min } f(X) = (AX - b)^T (AX - b) \quad (2)$$

$$f(X) = A^T X^T XA - 2X^T A^T b + b^T b \quad (3)$$

Apply first order condition of calculus to obtain the Equation, below.

$$f'(X) = A^T AX - A^T b = 0 \quad (4)$$

The linear least squares problem has a unique solution, provided that the n columns of the matrix X are linearly independent. The solution is obtained by solving the normal equations.

$$A^T AX = A^T b \quad (5)$$

If $n=k$ and the matrix A is nonsingular, then the system has a unique solution in the variables. In particular, as shown by Cramer's rule, there is a unique solution if has a matrix inverse. In this case,

$$X = A^{-1}b \quad (6)$$

If $b=0$, then the solution is simply $X=0$. If A has no matrix inverse, then the solution

set is the translation of a subspace of dimension less than n or the empty set.

If two equations are multiples of each other, solutions are of the form

$$X = A + tB \tag{7}$$

for t a real number. More generally.

If $n < k$, then the system is underdetermined. In this case, elementary matrix operations can be used to solve the system as far as possible, then the first $k-n$ components can be solved in terms of the last n components to find the solution space as the following.

$$X_n = A_n^{-1} A_{k-n} X_{k-n} + A_n^{-1} b \tag{8}$$

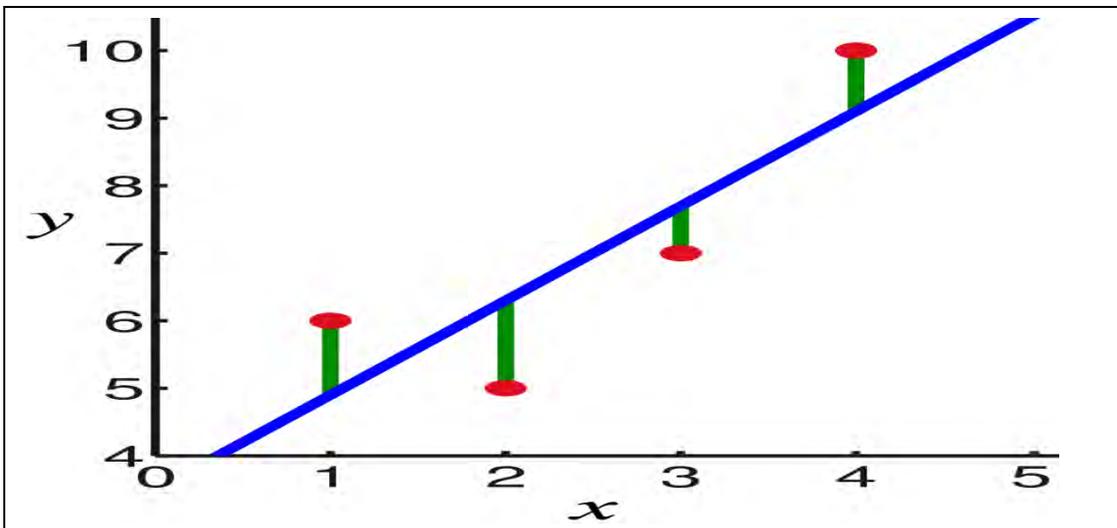


Figure 1. A plot of the data points (in red), the least squares line of best fit (in blue), and the residuals (in green).

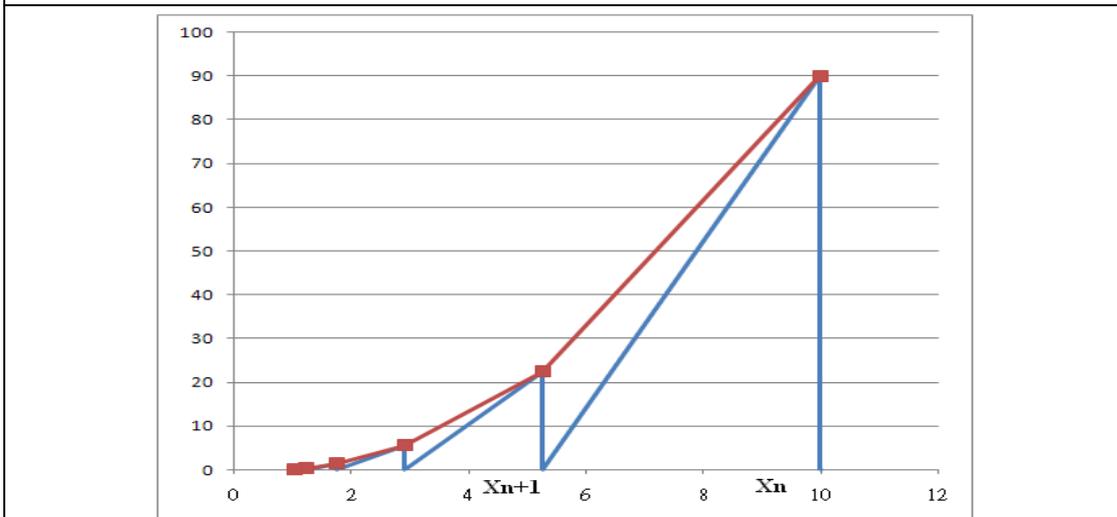


Figure 2. An illustration of one iteration of Newton's method (the function f is shown in red and the tangent line is in blue). We see that X_{n+1} is a better approximation than X_n for the root X of the

Newton's Method

One-Variable

$$f'(X_n) = \frac{f(X_n) - 0}{X_n - X_{n+1}} \quad (9)$$

Then by simple algebra we can derive

$$X_{n+1} = X_n - \frac{f(X_n)}{f'(X_n)} \quad (10)$$

Non-Linear System of Equations

The Taylor series of $F(x)$ about the point X_n is given by

$$F(X_{n+1}) = F(X_n) + \frac{\partial F}{\partial X_n}(X_{n+1} - X_n) + (X_{n+1} - X_n)^T H(X_{n+1} - X_n) + \dots \quad (11)$$

Keeping terms only to first order yields the following.

$$F(X_{n+1}) = F(X_n) + \frac{\partial F}{\partial X_n}(X_{n+1} - X_n) \quad (12)$$

Setting $F(X_{n+1}) = 0$, and then by simple algebra we can derive

$$X_{n+1} = X_n - J_F^{-1} F(X_n) \quad (13)$$

The partial derivatives of all these functions (if they exist) can be organized in a matrix, the Jacobian matrix J_F of F .

GPS Pseudo Range Navigation

Example 1.

Satellite (SV) coordinates in Earth Centered Earth Fixed (ECEF) XYZ from Ephemeris Parameters and SV Time.

	x	y	z	p
SV15	15524471.175	-16649826.222	13512272.387	89491.971
SV27	-2304058.534	-23287906.465	11917038.105	133930.500
SV31	16680243.357	-3069625.561	20378551.047	283098.754
SV7	-14799931.395	-21425358.24	6069947.224	205961.742
	x	y	z	t
Receiver's Position estimate	-730000	-5440000	3230000	

Newton's Method

The observed simultaneously equations could be expressed as the following.

$$P_i - t = \sqrt{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2}, i = 1,2,3,4 \quad (14)$$

P_i : Measured pseudo range from satellite i . x_i, y_i, z_i : Satellite coordinates in ECEF XYZ from Ephemeris Parameter and SV Time. t is receiver's clock bias measured in meter. x, y, z : Receiver Position.

Range from receiver position estimate to Svs and array of observed-predicted ranges.

$$R_i = \sqrt{(x_1 - x^k)^2 + (y_1 - y^k)^2 + (z_1 - z^k)^2} \quad (15)$$

$$F_i(X^k) = \text{mod}(R_i + t^k, 299792.458) - P_i \quad (16)$$

Compute directional derivatives and time to yield the following.(n: number of satellite)

$$J = \begin{bmatrix} \frac{x_1 - x^k}{R_1} & \frac{y_1 - y^k}{R_1} & \frac{z_1 - z^k}{R_1} & -1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{x_n - x^k}{R_n} & \frac{y_n - y^k}{R_n} & \frac{z_n - z^k}{R_n} & -1 \end{bmatrix} \quad (17)$$

Apply the Newton's method to correct the old coordinate and time bias.

$$X^{k+1} = X^k - (J)^{-1} F(X^k), n = 4$$

$$X^{k+1} = X^k - (J^T J)^{-1} J^T F(X^k), n \geq 4 \quad (18)$$

Example 2:

Satellite (SV) coordinates in Earth Centered Earth Fixed (ECEF) XYZ from Ephemeris Parameters and SV Time.

	x	y	z	p
SV15	15524471.18	-16649826.22	13512272	22274133.863
SV27	-2304058.534	-23287906.47	11917038	19920232.728
SV31	16680243.36	-3069625.561	20378551	24566287.852
SV7	-14799931.4	-21425358.24	6069947	21491226.260

Trilateration Method

The observed simultaneously equations could be expressed as the following.

$$P_i - t = \sqrt{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2}, i = 1,2,3,4 \quad 19$$

P_i : Measured pseudo range from satellite i x_i, y_i, z_i : Satellite coordinates in ECEF XYZ from Ephemeris Parameter and SV Time. t is receiver's clock bias measured in meter. x, y, z : Receiver Position.

Square both side of the Equation 19 to obtain Equation 20-23.

$$(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2 = (P_1 - t)^2 \quad (20)$$

$$(x_2 - x)^2 + (y_2 - y)^2 + (z_2 - z)^2 = (P_2 - t)^2 \quad (21)$$

$$(x_3 - x)^2 + (y_3 - y)^2 + (z_3 - z)^2 = (P_3 - t)^2 \quad (22)$$

$$(x_4 - x)^2 + (y_3 - y)^2 + (z_3 - z)^2 = (P_4 - t)^2 \quad (23)$$

Substrate Equation 20 by Equation 21,22, and 23 to yield a undetermined linear system as the following.

$$AX = Bt + C \quad (24)$$

$$\text{where } A = \begin{bmatrix} x_1 - x_2 & y_1 - y_2 & z_1 - z_2 \\ x_1 - x_3 & y_1 - y_3 & z_1 - z_3 \\ x_1 - x_4 & y_1 - y_4 & z_1 - z_4 \end{bmatrix} B = - \begin{bmatrix} P_1 - P_2 \\ P_1 - P_3 \\ P_1 - P_4 \end{bmatrix} C = 1/2 \begin{bmatrix} s_1^2 - s_2^2 + P_2^2 - P_1^2 \\ s_1^2 - s_3^2 + P_3^2 - P_1^2 \\ s_1^2 - s_4^2 + P_4^2 - P_1^2 \end{bmatrix}$$

The undetermined system has no solution, but receiver's coordinate can be represented in terms of receiver clock's bias as the following.

$$X = A^{-1}Bt + A^{-1}C = Dt + E \quad (25)$$

Substituting Equation 25 into Equation 20 yields Equation 26

$$Ft^2 + 2Gt + H = 0 \quad (26)$$

where $F = (D^T D - 1)$, $G = (X_1 - E^T)D - P_1$, $H = -(X_1 - E^T)(X^T - E) + P_1^2$.

Equation 26 is a quadratic equation, applying quadratic formula obtain Equation 27.

$$t = \frac{-G \pm \sqrt{G^2 - FH}}{F} \quad (27)$$

Substituting back Equation 27 into Equation 25 calculates the receiver's position.

GPS Pseudorange Navigation Example - Peter H. Dana - 4/24/98

Satellite (SV) coordinates in ECEF XYZ from Ephemeris Parameters and SV Time

SVx ₀ := 15524471.175	SVy ₀ := -16649826.222	SVz ₀ := 13512272.387	SV 15
SVx ₁ := -2304058.534	SVy ₁ := -23287906.465	SVz ₁ := 11917038.105	SV 27
SVx ₂ := 16680243.357	SVy ₂ := -3069625.561	SVz ₂ := 20378551.047	SV 31
SVx ₃ := -14799931.395	SVy ₃ := -21425358.24	SVz ₃ := 6069947.224	SV 7

Satellite Pseudoranges in meters (from C/A code epochs in milliseconds)

P ₀ := 89491.971	P ₁ := 133930.500	P ₂ := 283098.754	P ₃ := 205961.742	Range + Receiver Clock Bias
-----------------------------	------------------------------	------------------------------	------------------------------	-----------------------------

Receiver Position Estimate in ECEF XYZ

Rx := -730000	Ry := -5440000	Rz := 3230000
---------------	----------------	---------------

For Each of 4 SVs i := 0..3

Ranges from Receiver Position Estimate to SVs (R_i) and Array of Observed - Predicted Ranges

$$R_i := \sqrt{(SVx_i - Rx)^2 + (SVy_i - Ry)^2 + (SVz_i - Rz)^2} \quad L_i := \text{mod}[(R_i), 299792.458] - P_i$$

Compute Directional Derivatives for XYZ and Time

$$Dx_i := \frac{SVx_i - Rx}{R_i} \quad Dy_i := \frac{SVy_i - Ry}{R_i} \quad Dz_i := \frac{SVz_i - Rz}{R_i} \quad Dt_i := -1$$

Solve for Correction to Receiver Position Estimate

$$A := \begin{bmatrix} Dx_0 & Dy_0 & Dz_0 & Dt_0 \\ Dx_1 & Dy_1 & Dz_1 & Dt_1 \\ Dx_2 & Dy_2 & Dz_2 & Dt_2 \\ Dx_3 & Dy_3 & Dz_3 & Dt_3 \end{bmatrix} \quad dR := (A^T \cdot A)^{-1} \cdot A^T \cdot L \quad dR = \begin{bmatrix} -3186.496 \\ -3791.932 \\ 1193.286 \\ 12345.997 \end{bmatrix}$$

Apply Corrections to Receiver XYZ and Compute Receiver Clock Bias Estimate

Rx := Rx + dR ₀	Ry := Ry + dR ₁	Rz := Rz + dR ₂	Time := dR ₃
Rx = -733186.496	Ry = -5443791.932	Rz = 3231193.286	Time = 12345.997

APPENDIX A

LINEARIZING THE GPS PSEUDORANGE EQUATIONS

In this appendix we show that all but one column of the H matrix are direction cosines from the receiver to each of the satellites. The pseudorange equations we wish to linearize are as described in Eq. 2.10, but with a modification on the left hand side:

$$\begin{aligned} PR_1 - \Delta t_1 &= \sqrt{(X-X_1)^2 + (Y-Y_1)^2 + (Z-Z_1)^2} + ct_B \\ PR_2 - \Delta t_2 &= \sqrt{(X-X_2)^2 + (Y-Y_2)^2 + (Z-Z_2)^2} + ct_B \\ PR_3 - \Delta t_3 &= \sqrt{(X-X_3)^2 + (Y-Y_3)^2 + (Z-Z_3)^2} + ct_B \\ PR_4 - \Delta t_4 &= \sqrt{(X-X_4)^2 + (Y-Y_4)^2 + (Z-Z_4)^2} + ct_B \end{aligned} \tag{A.1}$$

where the Δt_i terms represent satellite clock corrections. GPS operates on the principle that all of the satellites are synchronized with GPS master time. The pseudorange measurements must share a common time basis or the position solution will be highly inaccurate. The satellite clocks, however, are not in synchronization with one another. Therefore, the Air Force monitors each satellite and regularly uploads clock correction parameters which can be applied by the user. The satellite clock correction is given by Eq. 7.14, which is repeated here:

$$\Delta t_{SV} = a_{f0} + a_{f1}(t - t_{oc}) + a_{f2}(t - t_{oc})^2 + \Delta t_{per} \tag{A.2}$$

A further correction is made for single frequency users because the a_{f0} clock offset term is based on dual frequency observations:

$$(\Delta t_{SV})_{L1} = \Delta t_{SV} - \tau_{GD} \quad (\text{A.3})$$

where τ_{GD} is a group delay differential given by:

$$\tau_{GD} = \frac{1}{1 - \left(\frac{f_{L1}}{f_{L2}} \right)^2} (t_{L1} - t_{L2}) \quad (\text{A.4})$$

which is a quantity measured on the ground before satellite launch. It should be noted that the mean value of τ_{GD} can be any value in the range ± 15 ns with random variations of 3 ns (2σ).

Thus, τ_{GD} could have a magnitude of 18 ns or larger for a given satellite.

We consider four pseudoranges here because that is the minimum required to solve for the four unknowns of three dimensional position and receiver clock offset. A Taylor Series is used to expand these equations about an estimated position $(\hat{X}, \hat{Y}, \hat{Z}, \hat{t}_B)$ with the higher order terms ignored. For pseudorange measurement i :

$$\begin{aligned} PR_i - \Delta t_i \approx & P\hat{R}_i + \frac{\partial PR_i}{\partial \hat{X}} \Big|_{(\hat{x}, \hat{y}, \hat{z})} \partial X + \frac{\partial PR_i}{\partial \hat{Y}} \Big|_{(\hat{x}, \hat{y}, \hat{z})} \partial Y \\ & + \frac{\partial PR_i}{\partial \hat{Z}} \Big|_{(\hat{x}, \hat{y}, \hat{z})} \partial Z + c\hat{t}_B \end{aligned} \quad (\text{A.5})$$

where $(P\hat{R}_i - \Delta t_i)$ is the pseudorange based on the estimated position. Thus, each pseudorange can be approximated as:

$$PR_i - \Delta t_i \approx P\hat{R}_i + \frac{(\hat{X}-X_i)\partial X + (\hat{Y}-Y_i)\partial Y + (\hat{Z}-Z_i)\partial Z}{\sqrt{(\hat{X}-X_i)^2 + (\hat{Y}-Y_i)^2 + (\hat{Z}-Z_i)^2}} + ct_B \quad (\text{A.6})$$

Now we use the following substitutions:

$$\partial PR_i = PR_i - \Delta t_i - P\hat{R}_i \quad (\text{A.7})$$

$$\hat{R}_i = \sqrt{(\hat{X}-X_i)^2 + (\hat{Y}-Y_i)^2 + (\hat{Z}-Z_i)^2}$$

The result is:

$$\partial PR_i = \frac{\hat{X}-X_i}{\hat{R}_i}\partial X + \frac{\hat{Y}-Y_i}{\hat{R}_i}\partial Y + \frac{\hat{Z}-Z_i}{\hat{R}_i}\partial Z + ct_B \quad (\text{A.8})$$

The coefficients of ∂X , ∂Y , and ∂Z are direction cosines. We can now rewrite the linearized equations of A.1 in matrix form:

$$\begin{pmatrix} \partial PR_1 \\ \partial PR_2 \\ \partial PR_3 \\ \partial PR_4 \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\hat{X}-X_1}{\hat{R}_1} & \frac{\hat{Y}-Y_1}{\hat{R}_1} & \frac{\hat{Z}-Z_1}{\hat{R}_1} & 1 \\ \frac{\hat{X}-X_2}{\hat{R}_2} & \frac{\hat{Y}-Y_2}{\hat{R}_2} & \frac{\hat{Z}-Z_2}{\hat{R}_2} & 1 \\ \frac{\hat{X}-X_3}{\hat{R}_3} & \frac{\hat{Y}-Y_3}{\hat{R}_3} & \frac{\hat{Z}-Z_3}{\hat{R}_3} & 1 \\ \frac{\hat{X}-X_4}{\hat{R}_4} & \frac{\hat{Y}-Y_4}{\hat{R}_4} & \frac{\hat{Z}-Z_4}{\hat{R}_4} & 1 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \partial X \\ \partial Y \\ \partial Z \\ ct_B \end{pmatrix} \quad (\text{A.9})$$

Equation A.9 can be expressed as follows:

$$\partial \underline{\mathbf{Y}} = \mathbf{H} \partial \underline{\boldsymbol{\beta}} \quad (\text{A.10})$$

where these substitutions have been made:

$$\partial \underline{\mathbf{Y}} \triangleq \begin{pmatrix} \partial PR_1 \\ \partial PR_2 \\ \partial PR_3 \\ \partial PR_4 \end{pmatrix} \quad \mathbf{H} \triangleq \begin{bmatrix} \frac{\hat{X} - X_1}{\hat{R}_1} & \frac{\hat{Y} - Y_1}{\hat{R}_1} & \frac{\hat{Z} - Z_1}{\hat{R}_1} & 1 \\ \frac{\hat{X} - X_2}{\hat{R}_2} & \frac{\hat{Y} - Y_2}{\hat{R}_2} & \frac{\hat{Z} - Z_2}{\hat{R}_2} & 1 \\ \frac{\hat{X} - X_3}{\hat{R}_3} & \frac{\hat{Y} - Y_3}{\hat{R}_3} & \frac{\hat{Z} - Z_3}{\hat{R}_3} & 1 \\ \frac{\hat{X} - X_4}{\hat{R}_4} & \frac{\hat{Y} - Y_4}{\hat{R}_4} & \frac{\hat{Z} - Z_4}{\hat{R}_4} & 1 \end{bmatrix} \quad \partial \underline{\boldsymbol{\beta}} \triangleq \begin{pmatrix} \partial X \\ \partial Y \\ \partial Z \\ ct_B \end{pmatrix} \quad (\text{A.11})$$

An iterative computation is carried out to converge on the position solution. In general, $\partial \underline{\mathbf{Y}}$ is an $m \times 1$ vector where m is the number of satellites in view. Accordingly, \mathbf{H} is an $m \times 4$ matrix.

One method of solving A.10 is to take a generalized inverse of \mathbf{H} :

$$\partial \underline{\boldsymbol{\beta}} = (\mathbf{H}^T \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \partial \underline{\mathbf{Y}} \quad (\text{A.12})$$

The result can be used to converge on the solution within four or five iterations [Diggle, 1994].

It is not necessary for the initial estimated position and receiver clock offset to be accurate. The basic algorithm is as follows:

Calculate satellite positions
Apply satellite clock corrections to the pseudorange measurements
Form initial position estimate
Iterate until convergence,
 Calculate approximate pseudoranges based on position estimate and SV positions
 Form the geometry matrix H
 Subtract measured pseudoranges from estimated pseudoranges
 Update the user state by solving Eq. A.9
End Loop

NOMBRE:

INSTRUCCIONES:

Duración 40 minutos. La parte de problemas consta de 3 ejercicios, cada apartado debe responderse en las unidades indicadas en el número de respuesta indicada, **no restando la respuesta incorrecta.**

Problema 1: [4 ptos]

Una estación VOR instalada en el aeropuerto de barajas está formada por un transmisor y tres supervisores. Para que la estación no se encuentre fuera de servicio es necesario que se encuentren en funcionamiento el transmisor y al menos dos supervisores. Sabiendo que el aeropuerto está abierto durante todos los días del año y que en año anterior fueron detectados 5 fallos resultando el tiempo medio entre reparaciones de 7 horas. Se pide:

- i. El tiempo medio entre fallos. [1 Pto]

SOLUCION EN MANTISA N°21

- ii. La tasa de fallos del conjunto **en h^{-1}** . [0.5 Pto]

SOLUCION EN MANTISA N°22

- iii. La tasa de reparaciones del conjunto **en h^{-1}** . [0.5 Pto]

SOLUCION EN MANTISA N°23

- iv. La disponibilidad del conjunto. [1 Pto]

SOLUCION EN MANTISA N°24

- v. La probabilidad de que el conjunto falle en dos días. [1 Pto]

SOLUCION EN MANTISA N°25

Problema 2: [2 Ptos]

Tomando como referencia la estación VOR del problema 1, se han detectado errores en la marcación de determinados radiales. Se pide:

- i. Determinar la amplitud del error sabiendo que se trata de un error cuadrantal producido por la BLA cuando su radiofrecuencia está desfasada 35° respecto de la portadora de PBL. [2 Ptos]

SOLUCION EN MANTISA N°26

Problema 3: [4 ptos]

Se dispone de una senda de descenso referencia nula con un ángulo de descenso nominal de 3.1° . Determine:

- i. La frecuencia en Hz de la instalación si la altura de la antena superior se encuentra a una altura de 8.4001m. [1 Pto]

SOLUCION EN MANTISA N°27

- ii. La distancia mínima en metros a la que se debería colocar la antena monitora de la senda de descenso. [1 Pto]

SOLUCION EN MANTISA N°28

- iii. Considerando la aproximación de campo lejano determine la DDM en valor absoluto si la aeronave se encuentra descendiendo a 3.5. [2 Ptos]

SOLUCION EN MANTISA N°29

NOMBRE:

INSTRUCCIONES:

Duración 40 minutos. La parte teórica consta de 40 preguntas tipo test con 4 opciones, con una única respuesta correcta. La puntuación será la siguiente:

- **Respuesta correcta: 1 Punto.**
 - **Respuesta incorrecta: -0.25 Puntos.**
 - **Respuesta no contestada: 0 Puntos.**
-

1. ¿Cuál de las siguientes afirmaciones relativas a la DDM (Defierence Deph Modulation) del ILS es cierta?

- a. La DDM será 0 cuando no se recibe señal de 90 y de 150Hz de PBL.
- b. En el eje de pista y en la senda de descenso nominal no se reciben señal ni de 90 ni de 150Hz proveniente de las bandas laterales por lo que la DDM es 0.
- c. La DDM será 0 cuando se recibe la misma cantidad de señal de 90 y de 150Hz proveniente de la PBL y la BL.
- d. Ninguna de las anteriores es correcta.

2. Si se dispone de una instalación compuesta por dos transmisores y dos supervisores donde para que se encuentre en funcionamiento debe haber un transmisor y un supervisor, se puede decir:

- a. La fiabilidad es mayor que si solo existiera un transmisor y un supervisor.
- b. La disponibilidad será menor que si solo existiera un transmisor y un supervisor.
- c. La integridad será menor que si se precisa que los dos supervisores detecten dicho fallo de integridad.
- d. Ninguna de las anteriores es correcta.

3. La modulación espacial se define como:

- a. La suma en el punto de recepción de dos campos electromagnéticos radiados por caminos separados pero de frecuencia coherente.
- b. La suma en el punto de recepción de dos campos electromagnéticos radiados a distinta frecuencia de portadora y con la misma fase.
- c. La suma en el punto de recepción de dos campos electromagnéticos radiados desde un mismo foco emisor a distinta frecuencia de portadora y con la misma fase.
- d. Ninguna de las anteriores es correcta.

4. ¿Cuál de las siguientes afirmaciones relativas a la señal de PBL del ILS es correcta?

- a. La señal de PBL es una señal basta que trata de evitar que el receptor de abordó pueda perder la señal de guiado en ángulos peligrosos.
 - b. La señal de PBL nos da indicación del eje de pista y/o de la senda de descenso nominal ya que en dichos puntos la DDM es 0.
 - c. La señal de PBL da información de guiado en aeropuertos con orografía complicada.
 - d. Ninguna de las anteriores es correcta.
-

-
5. **¿Cuál es la frecuencia de portadora de la senda de descenso?**
- 962-1213MHz.
 - 329-335MHz
 - 108-112MHz.
 - Ninguna de las anteriores es correcta.
6. **El piloto ha accedido a la información mirando su destino desde diversas fuentes. ¿Cuál de las siguientes afirmaciones es cierta?**
- El VOLMET proporciona información meteorológica del área y el ATIS proporciona información específica del aeropuerto de destino.
 - El VOLMET proporciona información meteorológica del área y el ATIS proporciona información general del área.
 - El VOLMET proporciona información meteorológica del aeropuerto de destino y el ATIS proporciona información general del área.
 - El VOLMET proporciona información meteorológica del aeropuerto de destino y el ATIS proporciona información general del aeropuerto de destino.
7. **¿Cuál de las siguientes afirmaciones referentes a los DDR del ILS es correcta?**
- El diagrama de radiación de la BL del localizador es un diagrama par.
 - El diagrama de radiación de la señal Clearance es un diagrama par.
 - El diagrama de radiación de la PBL del localizador es un diagrama par.
 - El diagrama de radiación de la PBL de la senda de descenso es un diagrama par.
8. **La señal PBL del VOR se compone de:**
- Portadora mas bandas laterales.
 - La portadora modulada en amplitud por la señal de 30Hz, en el caso del DVOR que es emitida por la antena A0.
 - La resultante de la modulación en amplitud de la subportadora de 10kHz que previamente ha sido modulada en frecuencia por la señal de 30Hz y la señal de identificación, en el caso del CVOR.
 - Todas las anteriores son correctas.
9. **¿Cuáles son las rutas aéreas de referencia definidas y publicadas por los proveedores de servicios de navegación aérea para la navegación instrumental?**
- Rutas de llegada normalizada (SID), rutas SAT, rutas de salida normalizada (STAR) y rutas de aproximación instrumental.
 - Rutas de llegada normalizada (STAR), rutas IFR, rutas de salida normalizada (SID) y rutas de aproximación instrumental
 - Rutas de llegada normalizada (SID), rutas AST, rutas de salida normalizada (STAR) y rutas de aproximación instrumental
 - Rutas de llegada normalizada (STAR), rutas ATS, rutas de salida normalizada (SID) y rutas de aproximación instrumental.
10. **Determine el valor de la DDM para la senda de descenso del ILS cuando la componente de banda lateral de 90 y de 150Hz es igual a $8\mu\text{V/m}$, la banda lateral combinada de 90 y 150Hz es $27\mu\text{V/m}$ y el desfase entre la portadora y la banda lateral es de 50° .**
- 0.1816
 - 0.0762
 - 0.0908
 - 0.1524

-
- 11. Para la determinación de la posición del satélite fuera de su plano de la órbita es necesario**
- La excentricidad de la elipse.
 - La inclinación orbital.
 - La anomalía excéntrica.
 - El semieje mayor de la elipse.
- 12. ¿Dónde se envían los planes de vuelo para su distribución a todas las ATCs involucradas en el vuelo?**
- Fluent Flight Plan System (FFPS)
 - Flight Plan System (FPS)
 - Line Flight Plan Service (LFPS)
 - Integrated Flight Plan Processing System (IFPS)
- 13.Cuál de las siguientes afirmaciones corresponde a una mejora que introduce el VOR Doppler**
- Las señales de referencia y variable son emitidas por diagramas de radiación no direccionales.
 - La información de guiado está contenida en una modulación en amplitud, teniendo por lo tanto una mayor protección frente al ruido.
 - La información de guiado es emitida por la antena central A0 (PBL), teniendo por lo tanto menor el error por reflexiones.
 - Ninguna de las anteriores es correcta.
- 14. ¿Cuáles el valor del índice de profundidad de modulación para los instrumentos de la senda de descenso y el localizador muestren una desviación a fondo de escala?**
- 0.175 para la senda de descenso y 0.155 para el localizador.
 - 0.157 para la senda de descenso y 0.155 para el localizador
 - 0.155 para la senda de descenso y 0.175 para el localizador
 - Ninguna de las anteriores es correcta
- 15. Diagrama de radiación de las BLCA y BLCB en el CVOR son de forma:**
- Bidireccional circular en forma de 8, donde la BLCA está orientada según el eje NE/SO y la BLCB según el eje NO/SE.
 - Omnidireccionales.
 - Bidireccional circular en forma de 8 girando a 1800rpm.
 - Ninguna de las anteriores.
- 16. La disponibilidad se define como:**
- La probabilidad relativa de fallo en el instante t.
 - La probabilidad de que la instalación funcione dentro de las tolerancias especificadas.
 - La relación que existe entre el tiempo real de funcionamiento y el tiempo de funcionamiento en el que esta instalación es requerido o está especificada como operativa.
 - La probabilidad de que la instalación no haya fallado antes de un tiempo t.
- 17. El localizador es una estación transmisora que tiene por objeto materializar:**
- La superficie de descenso
 - El punto final, intermedio e inicial de la aproximación.
 - La superficie de rumbo.
-

-
- d. Ninguna de las anteriores es correcta
- 18. ¿Cuál de las siguientes afirmaciones referidas a la navegación es cierta?**
- Con el propósito de navegar, el interés de posicionarse está fundamentalmente en conocer la posición del vehículo con relación a la ruta previamente definida y en algunas situaciones con relación a un punto concreto de la misma.
 - El posicionamiento puede ser directo o indirecto. En navegación convencional y posicionamiento directo es posible utilizando el HSI o del Radio Magnetic Indicator, mientras que en la navegación convencional y posicionamiento indirecto es posible con el VOR, DME, ILS.
 - La ruta ortodrómica es la ruta de rumbo constante sobre el elipsoide de referencia.
 - Ninguna de las anteriores es correcta.
- 19. ¿Cuál es el valor de la profundidad de modulación nominal de la portadora (PBL) para las señales de 90Hz y de 150Hz?**
- Igual para ambas señales de navegación y de valor 0.2 para el localizador y 0.4 para la senda de descenso.
 - De 0.2 para la de 90Hz y 0.4 para la senda de descenso para el localizador y la senda de descenso.
 - Igual para ambas señales de navegación y de valor 0.2 para el localizador y 0.2 para la senda de descenso.
 - De 0.4 para la de 90Hz y 0.2 para la senda de descenso para el localizador y la senda de descenso.
- 20. Una estación CVOR dispone de un error debido al desequilibrio entre los lóbulos radiados por los diagramas de radiación de la BLCA y/o BLCB, ¿de qué tipo de error se trata?**
- Error octantal.
 - Error cuadrantal.
 - Error de alineamiento.
 - Error duantal.
- 21. ¿Cuál de las siguientes afirmaciones relativas al VOR es cierta?**
- La diferencia entre la fase de la señal de 30Hz de la señal de PBL menos la fase de la señal de 30Hz resultante de la suma de la BLCA y la BLCB nos proporciona el azimut del punto de recepción.
 - El VOR se basa en la modulación espacial ya que su funcionamiento se basa en la suma de dos campos electromagnéticos radiados por una única antena y de frecuencia coherente.
 - La señal de PBL se transmite de forma bidireccional mientras que la BL se transmite omnidireccional.
 - Ninguna de las anteriores es correcta.
- 22. Velocidad de transmisión del código C/A**
- 10,23MHz.
 - 1,023MHz.
 - 1227.6MHz.
 - 1575.42MHz.

- 23. Para un aeropuerto de gran tamaño, ¿cómo se denomina al controlador encargado de las operaciones de taxi y despegue?**
- Controlador de despegues
 - Controlador de movimientos en tierra
 - Control de aproximación
 - Ninguno de los anteriores al no ser una tarea de ATC.
- 24. Evalúe el desfase entre la portadora y la banda lateral de las señales de un CVOR si se tiene un índice de modulación efectiva del 25%, un nivel de portadora de $25\mu\text{V/m}$ y un nivel de banda lateral combinada de $15\mu\text{V/m}$.**
- 65.37°
 - 24.62°
 - 81.37°
 - Ninguna de las anteriores es correcta.
- 25. Número de canales y distancia entre ellos del DME**
- 160 canales con una distancia entre ellos de 0.5MHz.
 - 176 canales con una distancia entre ellos de 1.5MHz.
 - 167 canales con una distancia entre ellos de 2MHz.
 - 126 canales con una distancia entre ellos de 1MHz.
- 26. Una estación CVOR dispone de tan sólo un tipo de error, sabiendo que este es máximo en los puntos cardinales, ¿de qué tipo de error se trata?**
- Error octantal.
 - Error duantal.
 - Error de alineamiento.
 - Error cuadrantal.
- 27. Una vez establecidos el punto de origen y de destino, ¿cuáles son las acciones o procesos secuencialmente interrelacionadas que requiere el proceso de la navegación?**
- Establecer la ruta que se desea seguir, posicionarse con relación a ella y corregir la posición.
 - Interpretar las señales provenientes de las radioayudas de navegación y realizar las maniobras oportunas para seguir la ruta programada.
 - Presentar el plan de vuelo, comunicarse con los centros de control pertinentes y realizar las correcciones oportunas.
 - Ninguna de las anteriores es correcta.
- 28. Tipos de Sendas de descenso**
- Referencia de nulo
 - Referencia de nulo bifrecuencia
 - Referencia bifrecuencia
 - Todas las anteriores son correctas
- 29. Las efemérides de un satélite contiene**
- La velocidad angular de rotación de la tierra.
 - El ángulo de inclinación del plano orbital en el instante de referencia.
 - La anomalía excéntrica.
 - Ninguna de las anteriores es correcta.
- 30. El sistema DME.**
- Es un sistema se encuentra normalmente coemplazado con el VOR, ILS y/o MLS.

-
- b. Es un sistema de poca importancia en el contexto de sensores del SNA.
 - c. Tan sólo es empleado para la denominada RNAV con al menos dos estaciones DME.
 - d. Ninguna de las anteriores es correcta.
- 31. ¿Cuál de las siguientes afirmaciones referentes a las señales del ILS es correcta?**
- a. El ILS emplea la modulación espacial con el fin de comparar las fases de las señales de navegación de 90Hz frente a las de 150Hz.
 - b. El ILS dispone de dos señales, la de PBL formada únicamente por la banda lateral combinada de 90Hz y de 150Hz y la de BL formada únicamente por la banda lateral combinada de 90Hz y de 150Hz en contrafase.
 - c. El ILS dispone de dos señales, PBL y BL, donde la radiofrecuencia es modulada en amplitud por la señales de navegación de 90Hz y de 150Hz.
 - d. Ninguna de las anteriores es correcta.
- 32. Si resulta necesario retrasar un vuelo antes de realizar la maniobra de aterrizaje, ¿cuánto tiempo transcurre en que dicha aeronave complete el circuito de espera?**
- a. 6 minutos.
 - b. 4 minutos.
 - c. 8 minutos.
 - d. 10 minutos.
- 33. ¿Cuál de las siguientes afirmaciones relativas al DME es cierta?**
- a. La estación de tierra interroga mediante una señal formada por dos pares de pulsos de forma que la aeronave mediante la medida del tiempo de llegada de dicha señal calcula la distancia a dicha estación
 - b. El DME es un sistema que permite la identificación y seguimiento de blancos específicos en el espacio, generalmente aeronaves.
 - c. La aeronave interroga mediante una señal formada por dos pares de pulsos, mediante la medida del tiempo de llegada de la respuesta se calcula la distancia a la estación de tierra
 - d. Ninguna de las anteriores es correcta.
- 34. ¿Cuál de las siguientes afirmaciones relativas a los bucles de control anidados con los que se puede considerar compuesto el sistema de control de vuelo es cierta?**
- a. El primer bucle es el de coordinación de virajes, es el encargado evitar que la aeronave resbale o derrape en los virajes.
 - b. El primer bucle, el de estabilización, es el encargado de atenuar los modos naturales de oscilación de las dinámicas longitudinal y transversal.
 - c. El bucle segundo o bucle de circulación aérea, es aquel que debe permitir evitar las colisiones entre aeronaves.
 - d. Ninguna de las anteriores es correcta.
- 35. Determine que es necesario para pasar de coordenadas geocéntricas ecuatoriales instantáneas a uno fijo a la tierra (WGS-84)**
- a. La ecuación del movimiento de la polodia.
 - b. La posición de la constelación de satélites.
 - c. La ley de navegación.
 - d. Ninguna de las anteriores es correcta.
- 36. Diagrama de radiación de la PBL en el CVOR es de forma**
-

-
- a. Omnidireccional.
 - b. Bidireccional circular en forma de 8 según el eje NO/SE.
 - c. Bidireccional circular en forma de 8 girando a 1800rpm.
 - d. Ninguna de las anteriores es correcta.
- 37. Una estación CVOR dispone de tan sólo un tipo de error, sabiendo que este es máximo en $\pi/8$, ¿de qué tipo de error se trata?**
- a. Error duantal.
 - b. Error cuadrantal.
 - c. Error de alineamiento.
 - d. Error octantal.
- 38. ¿Qué contiene el mensaje de navegación?**
- a. 1500 bits y se emite con una velocidad de 50bps.
 - b. Información temporal y de estado del reloj del satélite, entre otras.
 - c. Información sobre los parámetros orbitales del satélite, entre otras.
 - d. Todas las anteriores son correctas.
- 39. ¿Cuál de las siguientes afirmaciones relativas al DME es cierta?**
- a. El DME emplea una técnica de impulsos de detección primaria.
 - b. El DME emplea el principio de funcionamiento del radar.
 - c. El DME emplea una técnica basada en la modulación espacial.
 - d. Ninguna de las anteriores es correcta.
- 40. La señal de portadora L_2**
- a. Se modula en amplitud por una señal que resulta de la combinación en una puerta del mensaje de navegación y el código C/A.
 - b. Se modula en PSK por una señal que resulta de la combinación en una puerta del código C/A y el código P.
 - c. Se modula en fase por una señal que resulta de la combinación en una puerta del mensaje de navegación y el código P.
 - d. Se modula en DPSK por una señal que resulta de la combinación en una puerta del mensaje de navegación y el código P.

NOMBRE:.....

Problema 1:

Para garantizar la omnidireccionalidad de un sistema aeronáutico se instala equipo transmisor de la red de comunicación aeronáutica con una configuración de 6 equipos transmisores y dos supervisores. Los equipos transmisores están ubicados de forma de 2 en paralelo transmitiendo en la dirección NM, 2 en paralelo transmitiendo en la dirección SE y 2 en paralelo en la dirección SW, sabiendo que para una correcta difusión de la información deben funcionar un transmisor en cada una de las direcciones mencionadas. Disponen de las siguientes tasas de fallo y de reparaciones:

- Transmisores NM: $\lambda_{TX1}=0.1$ fallos/mes; $\mu_{TX1}=0.4$ reparaciones/hora.
- Transmisores SE: $\lambda_{TX2}=0.3$ fallos/mes; $\mu_{TX2}=0.2$ reparaciones/hora.
- Transmisores SW: $\lambda_{TX3}=0.4$ fallos/mes; $\mu_{TX3}=0.5$ reparaciones/hora.
- Supervisores: $\lambda_S=0.6$ fallos/mes; $\mu_S=0.8$ reparaciones/hora.

Se pide, calcular:

1. La Fiabilidad del conjunto, la tasa de fallos del conjunto.
2. La probabilidad de que el sistema falle debido al no funcionamiento del transmisor SW a las 7h.
3. La disponibilidad estacionaria del conjunto.
4. La integridad del conjunto, sabiendo que las unidades monitoras poseen tasa de fallo de integridad es de 0.7 fallos/año mientras que la de todos los transmisores es de 0.2 fallos/mes, para un tiempo entre revisiones de 20 min.

Problema 2:

Se dispone de una senda de descenso bifrecuencia, donde el ángulo de descenso nominal es 3°. Para una correcta ubicación de la antena monitora se necesita evaluar el sector de sensibilidad en campo próximo en función de la distancia. Se pide:

1. Determinar en función de la distancia la variación de la sensibilidad al desplazamiento angular en el campo próximo.
2. Determinar el lugar mas propicio para la ubicación de la unidad monitora GP, justificando la respuesta.
3. Determine el valor de la DDM se la aeronave se encuentra a $0.3\theta_0$ y a 200 m del dentro de fases.

NOTA: Considérese que el retraso de fase respecto del campo que resulta en campo cercano para la PBL y la BL es el siguiente:

$$\beta_{PBL} = \frac{3H^2 \cos^2 \theta}{2l}; \quad \beta_{BL} = \frac{6H^2 \cos^2 \theta}{2l}; \quad \text{Siendo } l=\text{la distancia, } H=\text{altura de la antena inferior}$$

Problema 3:

Se dispone de una estación DME de precisión, una aeronave se encuentra sobrevolando el espacio aéreo cercano a dicha estación interrogando con una frecuencia de 120pps en función búsqueda y 15pps en función seguimiento. Determine

1. El número de interrogaciones que recibirá dicha estación si posee una ventana de $20\mu\text{s}$ encontrándose la aeronave en régimen de búsqueda.
2. La distancia a la que se encuentra la aeronave si recibe 20 respuestas empleando la estación DME/P su régimen máximo de respuesta.
3. El tiempo que transcurre desde la interrogación hasta que recibe dicha interrogación el equipo de tierra.

NOTA: Considérese que ciclo útil del DME/P es de mínimo: 700pps y máximo: 4800pps y el tiempo de retardo del respondedor es de $50\mu\text{s}$.

NOMBRE:.....

INSTRUCCIONES:

La parte teórica consta de 40 preguntas tipo test con 4 opciones, con una única respuesta correcta. Se aprobará esta parte con el 60% de las respuestas bien contestadas, no restando en el caso de error.

1. **¿Cuál de las siguientes afirmaciones es correcta?**
 - a. Las aeronaves despegan normalmente con viento de cola mientras que aterrizan con viento de cara.
 - b. Las aeronaves despegan y aterrizan normalmente con viento de cara.
 - c. Las aeronaves despegan normalmente con viento de cara mientras que aterrizan con viento de cola.
 - d. Las aeronaves despegan y aterrizan normalmente con viento de cola.
2. **En los grandes aeropuertos, ¿cuál es el controlador encargado de las autorizaciones de taxi?**
 - a. Controlador de aproximación.
 - b. Controlador de salidas.
 - c. Ninguno, no existe dicha tarea en el ATC.
 - d. Controlador de movimientos en tierra.
3. **¿Cuándo debe recibir el controlador de salidas la ficha de progresión del vuelo?**
 - a. 20 minutos antes de la CTOT.
 - b. 30 minutos antes de la CTOT.
 - c. 40 minutos antes de la CTOT.
 - d. 10 minutos antes de la CTOT.
4. **Cuando existe control radar, ¿cual es la información del vuelo de una aeronave que permanece invariable en todos los centros de control?**
 - a. El indicativo de la aeronave y el nivel de vuelo actual.
 - b. Indicativo de la aeronave, el nivel de vuelo actual y el destino.
 - c. Solamente el indicativo de la aeronave.
 - d. Solamente el nivel de vuelo.
5. **La probabilidad de que la instalación VOR “no esté en funcionamiento” en el instante t, es:**
 - a. Disponibilidad.
 - b. Integridad.
 - c. Fiabilidad.
 - d. Uno menos la fiabilidad.

6. ¿Cuál de las siguientes expresiones de disponibilidad es correcta?, tenga en cuenta que t_{nfi} es el tiempo parcial de no funcionamiento y t_{fri} tiempo parciales de funcionamiento real:

a. $A = \frac{\text{Tiempo medio entre fallos}}{\text{Tiempo especificado como operativo}}$

b. $A = \frac{\text{MTTR}}{\text{MTBF} + \text{MTTR}}$

c. $A = \frac{\sum_{i=1}^n \frac{t_{nfi}}{n}}{\sum_{i=1}^n \frac{t_{nfi}}{n} + \sum_{i=1}^n \frac{t_{fri}}{n}}$

d. $A = \sum_{i=1}^n \frac{t_{nfi}}{t_{fri}}$

7. ¿Cuál es la fiabilidad de un sistema formado por dos supervisores y dos transmisores, considerando que cada uno de ellos tiene diferente tasa de fallos y que debe de funcionar al menos un supervisor y un transmisor para que el equipo funcione correctamente?

a. $R(t) = e^{-(\lambda_{Tx1} + \lambda_{Tx2} + \lambda_{S1} + \lambda_{S2})t}$

b. $R(t) = \left[e^{-\lambda_{Tx1}t} + e^{-\lambda_{Tx2}t} - e^{-(\lambda_{Tx1} + \lambda_{Tx2})t} \right] \left[e^{-\lambda_{S1}t} + e^{-\lambda_{S2}t} - e^{-(\lambda_{S1} + \lambda_{S2})t} \right]$

c. $R(t) = \left[1 - e^{-(\lambda_{Tx1} + \lambda_{Tx2})t} \right] \left[1 - e^{-(\lambda_{S1} + \lambda_{S2})t} \right]$

d. $R(t) = \left[2 - e^{-(\lambda_{Tx1} + \lambda_{Tx2})t} \right] \left[2 - e^{-(\lambda_{S1} + \lambda_{S2})t} \right]$

8. La función de distribución se aplica para determinar el estado operativo de una instalación o equipo como:

- La disponibilidad.
- La probabilidad de que la instalación funcione en función del tiempo.
- Una función monótona decreciente.
- La continuidad de servicio

9. ¿Cuál es la disponibilidad de un sistema formado por dos supervisores y dos transmisores, con la misma tasa de fallos y de reparaciones y que debe de funcionar al menos un supervisor y un transmisor para que el equipo funcione correctamente?

a.
$$A = \left[1 - \frac{\lambda_{Tx}^2}{(\lambda_{Tx} + \mu_{Tx})^2} \right] \left[1 - \frac{\lambda_S^2}{(\lambda_S + \mu_S)^2} \right]$$

b.
$$A = \frac{\mu_{Tx}^2 \mu_S^2}{(\lambda_{Tx} + \mu_{Tx})^2 (\lambda_S + \mu_S)^2}$$

c.
$$A = \frac{\mu_{Tx} \mu_S}{(\lambda_{Tx} + \mu_{Tx})(\lambda_S + \mu_S)}$$

d.
$$A = 1 - \frac{\lambda_{Tx}}{(\lambda_{Tx} + \mu_{Tx})} - \frac{\lambda_S}{(\lambda_S + \mu_S)} + \frac{\lambda_{Tx}}{(\lambda_{Tx} + \mu_{Tx})} \frac{\lambda_S}{(\lambda_S + \mu_S)}$$

10. Identifique los términos de la siguiente ecuación:

$$\vec{E}(r, \phi) = \underbrace{\left[\frac{f(\theta, \phi)}{4\pi r} \right]}_X \cdot \frac{E_1}{2} \sin \left(\phi_0 + \phi_s - \frac{\pi}{2} + \frac{(\omega_0 + \omega_s)}{c} R \sin \left(\omega_m t + \frac{\pi}{2} + \theta - \psi_0 \right) \right)$$

- a. X es el factor de red.
 b. f es el factor de antena.
 c. X es la amplitud del campo electromagnético.
 d. f es la amplitud máxima del diagrama de radiación.

11. La Modulación espacial es:

- a. La técnica de base en la que se soportan el VOR, el ILS, el DME y el SSR
 b. La técnica de base en la que se soportan los SNA
 c. La técnica de base en la que se soportan el VOR y el ILS
 d. La técnica de base en la que se soportan el VOR, el ILS, el DME y el GNSS

12. Cual de las siguientes afirmaciones es cierta:

- a. En un VOR convencional la portadora es modulada en amplitud por la señal 9960Hz que será posteriormente modulada en frecuencia por la señal de 30 Hz de referencia (REF).
 b. En un VOR convencional antes de llegar a la antena se toma una muestra de señal de referencia (REF), ya modulada para alimentar de radiofrecuencia el canal de bandas laterales aunque puede tomarse también antes de ser modulada en amplitud.
 c. En un VOR convencional las entradas de baja frecuencia de los modulares son de 30 Hz que se encuentran, entre sí, en cuadratura de fase, adelantada $\pi/4$ respecto de la de 30 Hz variable (BLCA) y la otra (BLCB) retrasada esos mismos radianes respecto de dicha señal.
 d. El circuito de antenas de una estación VOR convencional permite la radiación de forma no direccional de la señal PBL, constituida, por la portadora modulada en frecuencia por la señal de 30 Hz cuya fase es la misma en cualquier punto del volumen de cobertura.

13. En un DVOR el radio de las antenas del anillo es igual a:

- a. $R = \frac{c \cdot \Delta\phi}{\omega_0}$; $\Delta\phi$ es la desviación en frecuencia, c la velocidad de la luz, ω_0 es la pulsación de portadora. Cuyo valor es de 7.65m.
- b. $R = \frac{c}{\omega_0 \cdot \Delta\phi}$; $\Delta\phi$ es la desviación en frecuencia, c la velocidad de la luz, ω_0 es la pulsación de portadora. Cuyo valor es de 4.56m.
- c. $R = \frac{c}{2 \cdot \omega_0 \cdot \Delta\phi}$; $\Delta\phi$ es la desviación en frecuencia, c la velocidad de la luz, ω_0 es la pulsación de portadora. Cuyo valor es de 5.76m.
- d. $R = \frac{c \cdot \Delta\phi}{\omega_0}$; $\Delta\phi$ es la desviación en frecuencia, c la velocidad de la luz, ω_0 es la pulsación de portadora. Cuyo valor es de 6.75m.

14. Dada la siguiente expresión de la curva del error de un CVOR se puede afirmar:

$$\delta = 0.79 + 3 \cdot \sin\left(\theta + \frac{\pi}{2}\right) + 4.2 \sin\left(2\theta - \frac{\pi}{2}\right) + 3.1 \sin\left(4\theta + \frac{\pi}{4}\right)$$

- a. Posee entre otras causas un error debido a las deformaciones causadas por la imperfección geométrica de las de las antenas de ranura, cuyos valores característicos son: modulo 3° y $\pi/2$ de argumento.
- b. Posee entre otras causas un error debido a un desequilibrio entre los lóbulos radiados por al menos uno de los DDR, cuyos valores característicos son: modulo 4.2° y $-\pi/2$ de argumento.
- c. Posee entre otras causas un error debido a que el campo radiado por uno de los DDR es de distinta intensidad que el otro, cuyos valores característicos son: modulo 3.1° y $\pi/4$ de argumento.
- d. Todas las anteriores son incorrectas.

15. Cual de las siguientes afirmaciones es cierta:

- a. El error de alineación en el CVOR es debido a que la fase de la señal de REF en el norte magnético no coincide con el radial cero.
- b. El error de alineación en el CVOR es debido a que la fase de la señal de 30 Hz AM en el norte magnético no coincide con el radial cero.
- c. La a y la b son correctas.
- d. Ninguna de las anteriores es correcta.

16. La señal del VOR en el espacio está compuesta por una portadora modulada en amplitud por:

- a. La señal de navegación entre otras.
- b. La señal de 30 Hz FM y de 30 Hz AM entre otras.
- c. La señal de identificación entre otras.
- d. Todas las anteriores son correctas

17. Dada la siguiente expresión de la señal VOR recibida se puede decir:

$$e(t) = E_c \cos(\omega_c t) + m \cdot E_c \cos(\omega_m t) \cos(\omega_c t - \phi)$$

- Existe un desfase entre la portadora y el término de portadora de las bandas laterales.
- Existe un desfase entre la señal de portadora y alguna de las señales de 30 Hz.
- Existe una modulación en fase.
- La a y la c son correctas.

18. Cual de las siguientes afirmaciones es cierta:

- La modulación en amplitud se emplea en las señales del VOR debido a que es menos sensible al ruido.
- La modulación en frecuencia se emplea en la información de guiado del DVOR debido a que es menos sensible al ruido.
- Las señales REF y VAR son emitidas por DDR direccionales.
- Las antenas de BL de un DVOR pueden oscilar entre 70-80.

19. Los sistemas radiantes del localizador y la senda de descenso:

- Están formados por una red de antenas que radia campos electromagnéticos mediante polarización horizontal.
- Son diagramas pares e impares respectivamente.
- Está formado por dos diagramas impares en el caso del localizador y un diagrama par y otro impar para la senda de descenso.
- Están formados únicamente por un número par de antenas.

20. El diagrama de radiación par:

- Transmite portadora modulada en amplitud por las señales de navegación.
- Transmite portadora y clearance en la senda de descenso referencia banda lateral.
- Transmite solamente portadora para evitar reflexiones en la trayectoria de descenso.
- Ninguna de las anteriores es correcta.

21. Calcular el ancho del sector de sensibilidad, del localizador si se tiene una distancia entre las antenas del LZ al umbral opuesto de la pista es 1000m y de la senda de descenso si se tiene un ángulo de descenso nominal de 3.3°.

- El sector de sensibilidad del localizador es de 3° y de 1.58° el de la senda de descenso.
- El sector de sensibilidad del localizador es de 12° y de 3.17° el de la senda de descenso.
- El sector de sensibilidad del localizador es de 6° y de 3.17° el de la senda de descenso.
- El sector de sensibilidad del localizador es de 6° y de 1.65° el de la senda de descenso.

22. Las frecuencias e índices de modulación de las señales de navegación del ILS son:

- Las frecuencias son de 90 y 150Hz y los índices de modulación de los diagramas de PBL correspondientes son: 40% (LZ) y 20% (GP). Los diagramas de BLC de ambas frecuencias con envolventes invertidas, respecto de las que modulan a la portadora en los diagramas PBL.
- Las frecuencias son de 90 y 150Hz y los índices de modulación de los diagramas de PBL correspondientes son: 20% (LZ) y 40% (GP). Los diagramas de BLC de ambas frecuencias con envolventes invertidas, respecto de las que modulan a la portadora en los diagramas PBL.
- Las frecuencias son de 90 y 150Hz y los índices de modulación de los diagramas de PBL y BL correspondientes son: 20% (LZ) y 40% (GP).
- Las frecuencias son de 90 y 150Hz y los índices de modulación de los diagramas de PBL correspondientes son: 20% (LZ) y 40% (GP). Los diagramas de BLC de ambas frecuencias con envolventes asíncronas, respecto de las que modulan a la portadora en los diagramas PBL.

23. Una aeronave se encuentra aterrizando a la derecha del eje de pista, el DDM en dicho punto será:

- $DDM_p = Ec + (E_{CS90} + E_{SS90}) + (E_{CS150} + E_{SS150})$
- $DDM_p = Ec + (E_{CS90} - E_{SS90}) + (E_{CS150} + E_{SS150})$
- $DDM_p = Ec + (E_{CS90} - E_{SS90}) + (E_{CS150} - E_{SS150})$
- $DDM_p = Ec + (E_{CS90} + E_{SS90}) + (E_{CS150} - E_{SS150})$

24. Calcule la modulación resultante de 90 Hz si se tiene una amplitud de portadora de 10µV/m, una banda lateral combinada de 90Hz de valor 3 µV/m, una componente de banda lateral de 90 Hz de 4 µV/m y un desfase entre la radiofrecuencia de la banda lateral y la portadora de 60°.

- 20%
- 65%
- 50%
- 10%

25. Identifica los términos de la siguiente ecuación:

$$E(\theta, \varphi) = \underbrace{f(\theta, \varphi)}_X \left[I_0 + 2 \underbrace{\sum I_i \cos(x_i \text{sen} \varphi)}_Y \right]$$

- X es el factor de antena e Y el factor de red siendo este el correspondiente a un diagrama de radiación par ya que el coseno es una función par.
- X es el factor de red e Y el factor de antena siendo este el correspondiente a un diagrama de radiación par ya que el coseno es una función par.
- X es el factor de antena e Y el factor de red siendo este el correspondiente a un diagrama de radiación impar ya que el seno es una función impar.
- X es el factor de antena e Y el factor de red siendo este el correspondiente a un diagrama de radiación par de la senda de descenso del ILS ya que el coseno es una función par.

26. Características de la senda de descenso referencia nulo

- a. Formada por 2 antenas ubicadas a unos 2,16 m y 6.48 m de altura y alimentadas con portadora y banda lateral en el caso de la antena inferior y banda lateral a contrafase la antena superior.
- b. Formada por 2 antenas ubicadas a 4.5 m y 9 m de altura y alimentadas con portadora en el caso de la antena inferior y banda lateral la antena superior.
- c. Formada por 3 antenas ubicadas a 2,16 m, 4.32 y 6.48 m de altura y alimentadas con portadora y banda lateral en el caso de la antena inferior y banda lateral a contrafase la antena superior.
- d. Formada por 2 antenas ubicadas a 4.5 m y 9 m de altura y alimentadas con portadora y banda lateral en el caso de la antena inferior y banda lateral a contrafase para la antena superior.

27. El objetivo de la señal clearance es

- a. Dar información de guiado en aeropuertos con orografía complicada.
- b. Es una señal basta que trata de evitar que el receptor de abordaje pueda perder la señal de guiado en ángulos peligrosos.
- c. Es una señal necesaria para cumplir los estándares de disponibilidad exigidos por OACI.
- d. Permite la utilización de la senda de descenso referencia banda lateral en aeropuertos con orografía complicada.

28. Tipos y canales del DME

- a. DME normal y de precisión. Los canales son X, Y, Z, W en ambos sistemas.
- b. DME normal y de precisión. Los canales son X, Y, Z, W en el caso del DME de precisión, X e Y para el DME normal empleando distintas frecuencias de transmisión.
- c. DME de espectro estrecho y DME de espectro ampliado. Cuyos canales son X, Y.
- d. DME normal y de precisión. Los canales son X, Y, Z, W en el caso del DME de precisión, X e Y para el DME normal modificando la separación del par de pulsos.

29. Un equipo de tierra DME transmite en la frecuencia de 1151 MHz, ¿Cuál será la frecuencia que recibe el equipo de a bordo que tiene sintonizada esta estación?

- a. 1088 MHz.
- b. 1151 MHz.
- c. 1211 MHz.
- d. 1101 MHz.

30. Cual de las siguientes afirmaciones es cierta:

- a. El equipo de abordaje DME puede transmitir en cualquiera de los 126 canales (1025/1087 MHz y 1088/1150 MHz).
- b. El equipo de abordaje DME puede transmitir en cualquiera de los 126 canales (962/1024 MHz y 1151/1215 MHz).
- c. El equipo de abordaje DME puede transmitir en un canal de la banda de 962 MHz/1024 MHz el equipo de tierra disminuya la frecuencia recibida en 63MHz.
- d. El equipo de tierra DME puede transmitir en cualquiera de los 126 canales (1025/1087 MHz y 1151/1215 MHz).

31. Cual de las siguientes afirmaciones es cierta:

- a. La forma de la envolvente de un DME/N tiene forma de \cos/\cos^2 .
- b. El tiempo de retardo del canal X del DME/P es de 50 μ s.
- c. El ciclo útil del equipo de tierra del DME de precisión es de 5000 pps.
- d. El tiempo de duración del pulso en el caso del DME es de entre 4 y 6 μ s.

32. Definir las orbitas LEO y las MEO

- a. Las orbitas LEO son orbitas polares de alta altitud y periodo, mientras que las MEO son orbitas intermedias (entre 5.000 - 20.000) y un periodo de dos veces al día.
- b. Las orbitas LEO son orbitas polares de alta altitud y periodo, mientras que las MEO son orbitas intermedias (entre 5.000 - 20.000) y un periodo de 30h.
- c. Las orbitas LEO son orbitas polares de baja altitud y periodo, mientras que las MEO son orbitas intermedias (entre 5.000 - 20.000) y un periodo de dos veces al día.
- d. Las orbitas LEO son orbitas polares de alta altitud y periodo, mientras que las MEO son orbitas intermedias (entre 5.000 - 20.000) y un periodo de una vez al día.

33. Características de la constelación GLONASS

- a. 28 Satélites (4 por orbita) Altitud 10.000km, periodo 24h, inclinación 55 grados, vida útil 7.5 años.
- b. 24 Satélites (8 por orbita) Altitud 19.000km, periodo 676 min, inclinación 64.2 a 65.6 grados, vida útil 4.5 años.
- c. 24 Satélites (4 por orbita) Altitud 10.000km, periodo 24h, inclinación 55 grados, vida útil 7.5 años.
- d. 28 Satélites (8 por orbita) Altitud 19.000km, periodo 676 min, inclinación 64.2 a 65.6 grados, vida útil 4.5 años.

34. Características del Código C/A en el GPS

- a. Es un código pseudoaleatorio de ciclo corto que caracteriza a cada satélite. Con una velocidad de transmisión de 2.023 MHz que ofrece la precisión del código P.
- b. Es un código pseudoaleatorio de ciclo largo que caracteriza a cada satélite. Con una velocidad de transmisión de 1.023 MHz que ofrece la precisión del código P.
- c. Es un código pseudoaleatorio de ciclo corto que caracteriza a cada satélite. Con una velocidad de transmisión de 2.023 MHz que ofrece la precisión del código P.
- d. Es un código pseudoaleatorio de ciclo corto que caracteriza a cada satélite. Con una velocidad de transmisión de 1.023 MHz que no ofrece la precisión del código P.

35. Las comunicaciones de voz tierra/Aire están formadas por:

- a. El servicio móvil aeronáutico y el servicio de radiodifusión aeronáutico.
- b. Las comunicaciones directas entre el piloto y el controlador
- c. El servicio de coordinación de dependencias.
- d. La a y la b son correctas.

36. Las comunicaciones Tierra/Tierra están formadas por:

- a. El sistema de mensajería aeronáutica y el servicio de dependencias entre otros.
- b. El servicio de radiodifusión aeronáutico
- c. El AOC
- d. El servicio de Control e Información del Trafico aéreo

37. El Servicios de Radiodifusión ATIS transmite la siguiente información:

- a. Autorizaciones de aterrizaje y despegue e información meteorológica
- b. Información meteorológica y horas de aterrizaje y despegue
- c. Información meteorológica e información operacional
- d. Información meteorológica exclusivamente

38. Las limitaciones del secundario son

- e. Llamada no selectiva.
- f. Alto número de respuestas (12) para localizar el blanco.
- g. PRF alto (450 pps).
- h. Todas las anteriores

39. Split es

- a. aparición de dos blancos muy próximos con distinto código.
- b. aparición de dos blancos muy próximos con el mismo código.
- c. aparición de dos blancos alejados con el mismo código.
- d. Ninguna de las anteriores

40. El radar monopulso respecto al SSR Convencional tiene la frecuencia de repetición de interrogaciones

- a. Mayor
- b. Menor
- c. Depende
- d. Las mismas

Problema 1:

Un sistema de comunicación está formado por tres bloques: Estación de comunicaciones, líneas de transmisión de la información entre la unidad transmisora y el centro de control y el sistema de comunicaciones del propio del centro de control. Disponen de las siguientes tasas de fallo y de reparaciones:

- Centro de comunicaciones: $\lambda_1=0.1$ fallos/mes; $\mu_1=0.5$ reparaciones/hora.
- Líneas de transmisión: $\lambda_2=0.5$ fallos/mes; $\mu_2=0.2$ reparaciones/hora.
- Centro de control: $\lambda_3=0.4$ fallos/mes; $\mu_3=0.9$ reparaciones/hora.

Se pide, calcular:

1. La tasa de fallos del conjunto y la disponibilidad estacionaria del sistema.
2. La fiabilidad y probabilidad de que falle el conjunto en 1000horas.
3. La integridad del conjunto, que contiene una unidad monitora cuya tasa de fallo de integridad es de 0.1 fallos/mes, considérese como tasa de fallo de integridad del conjunto la calculada en el apartado 1.

RESULTADOS:

1. Tasa de fallos del conjunto:

Disponibilidad del sistema:

2. Fiabilidad :

Probabilidad de que falle en 1000horas:

3. Integridad:

Problema 2

Una estación CVOR transmite una señal de portadora con una potencia de 30w y una banda lateral combinada de 1600mw. Dicha estación da servicio a diez aeronaves a las 12.00 UTC, todas ellas van equipadas de un sistema de verificación de la información, capaces de detectar el error de la información suministrada.

Aeronave	Radial	To/Fromindicator	Error (Θ)
1	20	TO	3
2	40	FROM	4
3	60	TO	6
4	90	FROM	4
5	120	TO	0
6	160	FROM	-7
7	200	TO	-6
8	210	FROM	-4
9	260	FROM	2
10	300	FROM	1

Se pide:

1. Determinar el índice de modulación en el receptor si existe un desfase entre la radiofrecuencia de ambas señales de 60° .
2. Suponiendo que no existe errores de propagación, ni de instrumentación de abordaje, ni de pilotaje, determinar y clasificar los tipos de errores existentes en la estación.

RESULTADOS:

1. Índice de modulación:

2. Errores:

Problema 3

Un localizador C. Alford, con una frecuencia de portadora de 116MHz, está formado por una red de 4 pares antenas ubicadas a 55, 190, 500 y 800 grados eléctricos de su centro de fases, son alimentadas con unas intensidades relativas de portadora de 1.0, 0.0, 0.0 y 0.0 respectivamente y en banda lateral 0.0, 1.0, 0.5 y 0.3 respectivamente. La pista tiene 1800metros y las antenas están situadas a 50 metros del extremo de pista.

Se pide, calcular:

1. El Diagramas de radiación.
2. El índice de profundidad de modulación si se encuentra la aeronave a 2° a la derecha del eje de pista.

RESULTADOS:

1. Diagrama de radiación:



2. Índice de profundidad de modulación :



1. En un DVOR:

- a. El sistema radiante está formado por una antena giratoria a 30 ciclos por segundo.
- b. La información de guiado está contenida en una modulación en amplitud.
- c. Las bandas lateral superior y la banda lateral inferior son emitidas por antenas opuestas.
- d. La máxima desviación en frecuencia es de 580Hz.

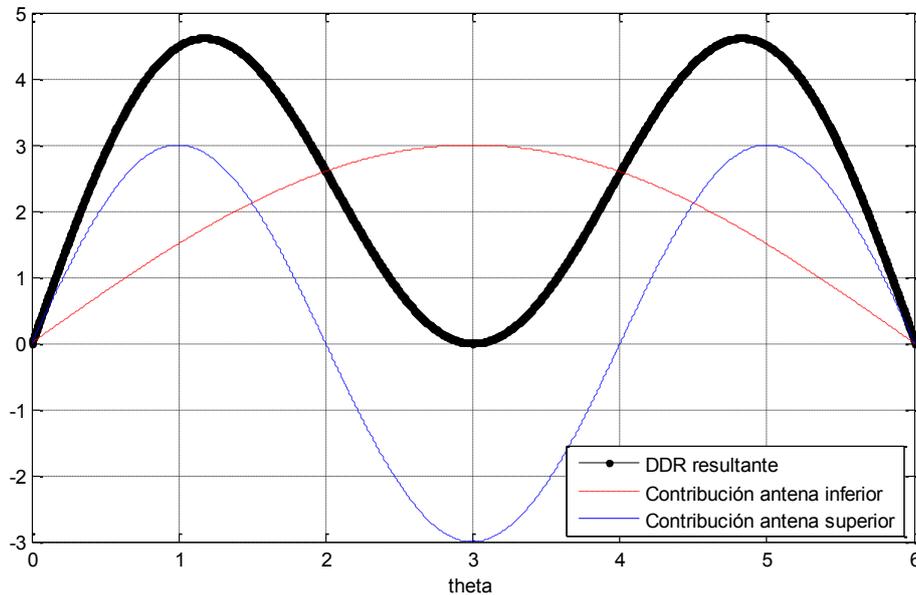
2. En que se diferencian un CVOR y un DVOR:

- a. En el CVOR la señal de referencia es la señal de 30 Hz AM, mientras que el DVOR es la señal de 30 Hz FM, además La fase de la señal VAR en el CVOR está retrasada respecto de la fase de referencia (REF), mientras que en el DVOR la fase de la señal VAR está adelantada con respecto a la fase de la señal REF.
- b. En el CVOR la señal de referencia es la señal de 30 Hz FM mientras que el DVOR es la señal de 30 Hz AM, además La fase de la señal VAR en el CVOR está retrasada respecto de la fase de la señal variable (VAR), mientras que en el DVOR la fase de la señal VAR está adelantada con respecto a la fase de la señal REF.
- c. En el CVOR la señal de referencia es la señal de 30 Hz FM mientras que el DVOR es la señal de 30 Hz AM, además La fase de la señal VAR en el CVOR está retrasada respecto de la fase de referencia (REF), mientras que en el DVOR la fase de la señal VAR está adelantada con respecto a la fase de la señal REF.
- d. En el CVOR la señal de referencia es la señal de 30 Hz AM mientras que el DVOR es la señal de 30 Hz FM, además La fase de la señal VAR en el CVOR está retrasada respecto de la fase de la señal variable (VAR), mientras que en el DVOR la fase de la señal de referencia (REF) está adelantada con respecto a la fase de la señal VAR.

3. Cual de las siguientes afirmaciones es cierta:

- a. El ILS suministra a un receptor apropiado, guiado electrónico a lo largo de la denominada trayectoria de descenso.
- b. El ILS proporciona a las aeronaves dentro de su volumen de cobertura información de guiado acimutal, cenital y de distancia para el piloto, sin referencias visuales externas.
- c. El ILS está formado por los siguientes subsistemas: Localizador (proporciona la superficie de rumbo), senda de descenso (proporciona la superficie de descenso) y las radiobalizas o DME.
- d. Todas las respuestas anteriores son correctas.

4. Observando la siguiente figura se puede concluir que se trata de:



- La señal de Banda lateral
 - La señal de Clearance.
 - La señal de Portadora.
 - La DDM.
5. El modo de funcionamiento A tiene una separación entre pulsos de interrogación de
- 3 microsegundos
 - 8 microsegundos
 - 21 microsegundos
 - 12 microsegundos
6. Valor de la diferencia de profundidad de modulación en el límite del sector de sensibilidad
- 0.175 para la senda de descenso y 0.155 para el localizador.
 - 0.155 para la senda de descenso y 0.175 para el localizador.
 - 0.751 para la senda de descenso y 0.155 para el localizador.
 - 0.715 para la senda de descenso y 0.515 para el localizador
7. Se dispone de dos satélites en un dominio unidimensional, separados 10.000m calcular la deriva relativa de los relojes de los satélites si el mensaje llega al mismo tiempo a un receptor situado a 3000m del primero y en línea entre los dos satélites.
- 6.5 μ s
 - 13 μ s.
 - 23 μ s.
 - 46 μ s.

8. Las señales del VOR y sus características son:

- a. Portadora de 112-118MHz, subportadora 9960Hz que modula a la portadora en AM al 20%, señal de navegación de 30Hz modulando en AM al 20% y la de FM a la subportadora con una desviación de frecuencia máxima de 580Hz y el indicativo de la estación formado por 3 letras en código morse a 1020Hz modulando en AM a la portadora al 10%.
- b. Portadora de 112-118MHz, subportadora 9960Hz que modula a la portadora en AM al 20%, señal de navegación de 30Hz modulando en AM al 20% y la de FM a la subportadora con una desviación de frecuencia máxima de 580Hz y el indicativo de la estación formado por 3 letras en código morse a 1020Hz modulando en AM a la portadora al 20%.
- c. Portadora de 112-118MHz, subportadora 9960Hz que modula a la portadora en AM al 30%, señal de navegación de 30Hz modulando en AM al 30% y la de FM a la subportadora con una desviación de frecuencia máxima de 480Hz y el indicativo de la estación formado por 3 letras en código morse a 1020Hz modulando en AM a la portadora al 10%.
- d. Portadora de 112-118MHz, subportadora 9960Hz que modula a la portadora en AM al 30%, señal de navegación de 30Hz modulando en AM al 30% y la de FM a la subportadora con una desviación de frecuencia máxima de 480Hz y el indicativo de la estación formado por 3 letras en código morse a 1020Hz modulando en AM a la portadora al 30%.

9. Una estación VOR tiene un índice de modulación efectiva del 30% en un punto ubicado a 10NM de la estación, el nivel de señal de portadora es de $30\mu\text{V}/\text{m}$, calcular la señal de la banda lateral combinada si el desfase entre portadora y banda lateral es de 60° .

- a. $18/\sqrt{3}\mu\text{V}/\text{m}$
- b. $18\mu\text{V}/\text{m}$
- c. $18/\sqrt{2}\mu\text{V}/\text{m}$
- d. $9/\sqrt{3}\mu\text{V}/\text{m}$

10. Tipos de interrogaciones o llamadas modo S:

- a. Llamada general en Modo S solamente:
- b. Radiodifusión:
- c. Llamada selectiva:
- d. Todas

11. ¿Con cuanta antelación necesita ATC ser informado de la salida de un vuelo?

- a. Al menos 30 minutos antes de la salida del vuelo.
- b. Al menos 1 hora antes de la salida del vuelo.
- c. Al menos 40 minutos antes de la salida del vuelo.
- d. Al menos 20 minutos antes de la salida del vuelo

12. La modulación espacial consiste en:

- a. Sumar, en el punto de recepción, campos electromagnéticos radiados por caminos separados pero de frecuencia coherente.
- b. Sumar, en el punto de transmisión, campos electromagnéticos radiados por caminos separados pero de frecuencia coherente.
- c. Sumar, en el punto de transmisión, campos electromagnéticos radiados por caminos separados pero de frecuencia no coherente.
- d. Sumar, en el punto de recepción, campos electromagnéticos radiados por caminos separados pero de frecuencia no coherente.

13. Sobre el error duantal, cuál de las siguientes afirmaciones es cierta

- a. Solo puede existir un desequilibrio en los lóbulos de una de las bandas laterales combinada.
- b. Cuando se produce un error duantal simple, su valor máximo estará a 90° en sentido anti-horario del lóbulo que radia más energía y el valor mínimo estará a 90° en sentido anti-horario del lóbulo que radia menos energía.
- c. Las dimensiones de la antena receptora no son compatibles con la frecuencia transmitida por la estación.
- d. Ninguna de las anteriores.

14. Cual es el objeto de la señal de banda lateral

- a. Es conseguir un nulo en la trayectoria de descenso (GP) o de guiado (LZ).
- b. Es producir una diferencia en profundidad de modulación (DDM, difference Depth Modulation) entre las señales de navegación de 90 y 150 Hz.
- c. Es conseguir que la diferencia de profundidad de modulación sea función de la separación angular del receptor respecto de la superficie de referencia del receptor en el sector de sensibilidad.
- d. Todas las anteriores son correctas.

15. Estructura de las tramas del mensaje de navegación GPS

- a. El formato del mensaje contiene 1500bits (1 trama) que se emite a 50 bps, cada trama está formada por 5 subtramas de 300 bits y cada subtrama por 10 palabras de 30 bits.
- b. El formato del mensaje contiene 1500bits (1 trama) que se emite a 100 bps, cada trama está formada por 5 subtramas de 300 bits y cada subtrama por 10 palabras de 30 bits.
- c. El formato del mensaje contiene 2500bits (1 trama) que se emite a 50 bps, cada trama está formada por 5 subtramas de 500 bits y cada subtrama por 10 palabras de 50 bits.
- d. El formato del mensaje contiene 3500bits (1 trama) que se emite a 50 bps, cada trama está formada por 5 subtramas de 700 bits y cada subtrama por 10 palabras de 70 bits.

16. Si una aeronave se encuentra volando hacia una estación CVOR con derrota magnética 180°, la señal de referencia y variable se encuentran:

- En fase.
- En contrafase.
- Diferencia entre la fase inicial de la subportadora y la de referencia.
- La diferencia entre la fase inicial de la señal variable y el azimut.

17. Identifique los términos de la siguiente ecuación correspondientes al campo eléctrico de la señal de portadora de un CVOR:

$$\vec{E}_c = \frac{\vec{E}_{c0}(\theta)}{4\pi r} \left[1 + m_s \cos \left(\underbrace{\omega_N \tau + \frac{\Delta\omega_S}{\omega_N} \text{sen}(\omega_N \tau + \varphi_N)}_X \right) + \underbrace{\frac{E_{SB0}}{E_{C0}} \cos(\omega_N \tau + \varphi - \varphi_0)}_Y \right] e^{j(\omega t - kr)}$$

- X es el término correspondiente a la señal variable e Y es el correspondiente a la señal de referencia.
- X es el término de la modulación en fase de la señal de referencia e Y es el correspondiente a la señal variable.
- X es el término de la modulación en fase de la señal variable e Y es el correspondiente a la señal de referencia.
- Ninguna de las anteriores es correcta

18. La profundidad de modulación de las señales de navegación en la señal de portadora:

- Es igual para las señales de 90 y de 150Hz.
- Es la amplitud de portadora entre la de banda lateral combinada de 90Hz para o de 150Hz.
- Es la banda lateral combinada de 90Hz entre la banda lateral combinada de 150Hz.
- Es la banda lateral combinada de 90Hz menos la de 150Hz entre la amplitud de portadora.

19. El Sistema de Mensajería Aeronáutica incluye la siguiente información:

- Información sobre planes de vuelo,
- Todas son correctas
- Información Meteorológica
- Otros tipos de información para multitud de servicios (información de compañías aéreas, información del ejercito

20.

21. Error cuadrantal es debido a:

- a. Una falta de cuadratura entre las señales de 30Hz de las bandas laterales combinadas, a un fasado de señal de baja frecuencia de la banda lateral respecto de la portadora o a un desequilibrio de potencias de las bandas laterales combinadas.
- b. Una falta de cuadratura entre las señales de 30Hz de las bandas laterales combinadas, a un fasado de señal de radiofrecuencia de alguna de las bandas laterales respecto de la portadora o a un desequilibrio de potencias de las bandas laterales combinadas.
- c. Este error es siempre máximo en las bisectrices y mínimo en los puntos cardinales.
- d. Ninguna de las anteriores es correcta.

22. ¿Cuál de las siguientes afirmaciones es correcta?

- a. El control de área se lleva a cabo por los pilotos ya que son capaces de ver y detectar el tráfico existente.
- b. El control de área se lleva mediante el uso del radar en todos los casos.
- c. El control de área se lleva a cabo mediante control por procedimientos.
- d. El control de área en Europa es llevado a cabo mediante el uso del radar pero aún se utiliza el control por procedimientos en algunas zonas.

23. Un error en la posición de la trayectoria de descenso de una aeronave en su fase de aproximación final donde ni el piloto ni los equipos contribuyen a dicho error, corresponde a un fallo de:

- a. Disponibilidad.
- b. Integridad.
- c. Fiabilidad.
- d. Ninguna de las anteriores es correcta.

24. Un receptor VOR tiene una relación entre las amplituden de las dos bandas laterales combinadas de 0.8, calcular el ángulo respecto del norte magnético en el que se encuentra la aeronave:

- a. $\text{atan}(1/9)$
- b. $\text{atan}(9)$
- c. $\text{acos}(9)^\circ$
- d. $\text{acos}(1/9)^\circ$

25. El principio de funcionamiento del localizador y de la senda de descenso:

- a. Consiste en conseguir que la diferencia en profundidad de modulación entre las señales de navegación de 90 y de 150 Hz en la trayectoria deseada sea igual a 0 a través de una modulación en frecuencia de las señales de 90 y 150 Hz.
- b. Es análogo, consiste en conseguir que la diferencia profundidad de modulación entre las señales de navegación de 90 y de 150 Hz en la trayectoria deseada sea igual a 0, aunque su frecuencia de portadora y sistema radiante son diferentes.
- c. Consiste en conseguir que exista un máximo del diagrama de portadora en la trayectoria deseada.
- d. Consiste en transmitir dos diagramas de radiación, uno denominado de portadora donde la señal de portadora es modulada en frecuencia con dos señales de 90 y 150

VERSIÓN 1

Hz y otro de bandas laterales en el que se transmite solamente banda lateral combinada de las señales de 90 y de 150 Hz.

26. Características nominales de la constelación del GPS

- a. 24 Satélites (4 por órbita) Altitud 10.000km, periodo 24h, inclinación 55 grados, vida útil 7.5 años.
- b. 24 Satélites (6 por órbita) Altitud 20.200km, periodo 11h 56m, inclinación 55 grados, vida útil 7.5 años.
- c. 24 Satélites (4 por órbita) Altitud 20.200km, periodo 11h 56m, inclinación 55 grados, vida útil 7.5 años.
- d. 22 Satélites (2 por órbita) Altitud 10.200km, periodo 15h 56m, inclinación 55 grados, vida útil 7.5 años.

27. Los Servicios de Radiodifusión ATIS transmite la siguiente información:

- a. Información meteorológica e información operacional
- b. Información meteorológica y horas de aterrizaje y despegue
- c. Información meteorológica exclusivamente
- d. Autorizaciones de aterrizaje y despegue

28.

29. Los sistemas radiantes del localizador y la senda de descenso:

- a. Están formados por una red de antenas que radia campos electromagnéticos mediante polarización horizontal.
- b. Son diagramas pares e impares respectivamente.
- c. Está formado por dos diagramas impares en el caso del localizador y un diagrama par y otro impar para la senda de descenso.
- d. Están formados únicamente por un número par de antenas.

30. El problema de segunda vuelta se soluciona con

- a. "stagger" (PRF no constante)
- b. Técnica de ventana deslizante
- c. estabilidad cronológica en la interrogación
- d. Todas las anteriores

31. En lo referente a la modulación de las señales del VOR:

- a. En la modulación en amplitud, la información es la envolvente de la señal de radiofrecuencia modulada.
- b. En la modulación en frecuencia del VOR convencional es debido a las señales emitidas por las antenas periféricas.
- c. En el equipo transmisor de un VOR convencional, las señales de navegación se producen únicamente mediante modulaciones en amplitud.
- d. La modulación doppler se consigue empleando antenas giratorias direccionales.

32. El control de aproximación da al piloto los detalles de la aproximación. ¿Cuál de las siguientes informaciones no se facilitan mediante comunicaciones RT?

- a. Meteorología.
- b. El tipo de aproximación.
- c. QNH.
- d. Pista en uso.

33. Cual de las siguientes afirmaciones es cierta:

VERSIÓN 1

- a. Cuanto mayor es la variación temporal en $t=0$ de la fiabilidad mayor será la probabilidad de fallo en ese instante.
- b. La tasa de reparaciones juega un papel importante en el cálculo de la fiabilidad.
- c. Los equipos electrónicos tienen una tasa de fallos de forma exponencial negativa.
- d. La tasa de fallos depende del número de equipos de que dispone la instalación.

34. Causas del error octantal de una estación VOR convencional:

- a. Las dimensiones de la antena receptora no son compatibles con la frecuencia transmitida por la estación.
- b. Desequilibrio producido por un exceso de potencia de la señal de portadora respecto de la señal de banda lateral.
- c. Desequilibrio producido porque las dimensiones de la antena emisora no son compatibles con la frecuencia transmitida por la estación.
- d. Desequilibrio producido por un fasado de las bandas laterales con respecto a la portadora.

35. El Servicio móvil aeronáutico son las comunicaciones de voz entre:

- a. estaciones aeronáuticas y estaciones de aeronave
- b. entre estaciones aeronáuticas y dispositivo de salvamento;
- c. entre estaciones aeronáuticas y estaciones de aeronave, en el que también pueden participar dispositivo de salvamento, las estaciones de radiobaliza de localización de siniestros que operen en las frecuencias de socorro y de urgencia designadas.
- d. entre estaciones aeronáuticas y estaciones de aeronave, en el que también pueden participar estaciones de información meteorológica y centros de operación de aerolíneas.

36. Un fallo de integridad se produce cuando:

- a. La unidad transmisora emite una señal fuera de tolerancias y la unidad monitora no genera alerta ninguna.
- b. La unidad transmisora y monitora dejan de funcionar a la misma vez.
- c. La unidad transmisora deja de funcionar y la unidad monitora no conmuta al transmisor secundario.
- d. La unidad transmisora funciona correctamente mientras que la unidad monitora deja de funcionar.

37. Un equipo de tierra DME transmite en la frecuencia de 1151 MHz, ¿Cuál será la frecuencia que transmite el equipo de a bordo que tiene sintonizada esta estación?

- a. 1088 MHz.
- b. 1151 MHz.
- c. 1211 MHz.
- d. 1101 MHz.

38. Las efemérides son:

- a. Información de posición de la constelación de satélites.
- b. La Información del estado de la ionosfera.
- c. Información útil para la determinación de la posición que contiene datos de salud del satélite como: su posición en el espacio, hora atómica...
- d. Ninguna de las anteriores es correcta.

39. Un VOR/DME dispone de una configuración dual formado por un supervisor y dos transmisores, se puede decir por lo tanto que:

- a. La integridad será mayor que en configuración simple.
 - b. La disponibilidad será menor que en configuración simple.
 - c. La fiabilidad será mayor que en configuración simple.
 - d. Ninguna de las anteriores es correctas.
- 40. Calcular el índice de modulación de una señal VOR sabiendo que la potencia de la señal modulada recibida es de 81pw y la de bandas laterales 9pw y siendo ambas señales de radiofrecuencia coherentes con un desfase de 60° eléctricos.**
- a. $(\sqrt{3}/2)/3$
 - b. $(\sqrt{3}/2)3$
 - c. $3/2$
 - d. $1/6$

Examen de Sistemas de Navegación Aérea

Septiembre de 2011

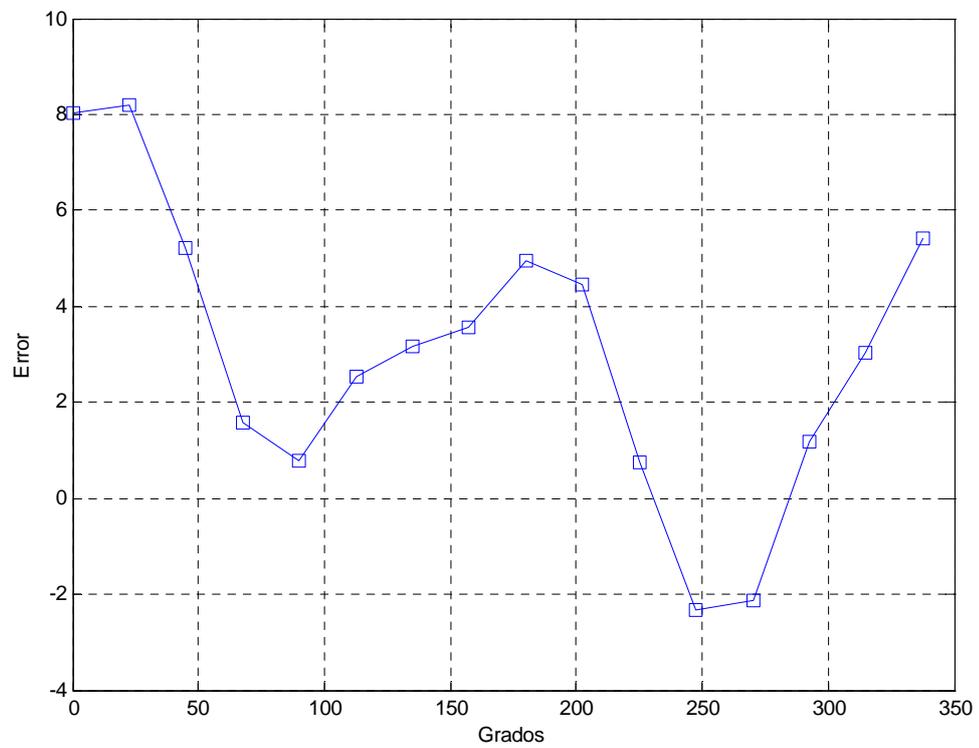
1. Un ILS instalado en un aeropuerto falló durante 2010 en tres ocasiones: la primera un día de 6 de la mañana hasta el medio día, la segunda otro día de 5 a 11 de la tarde y la tercera de 3 a 6 de la tarde.

El aeropuerto se abre de 8 de la mañana hasta las 10 de la noche. Estimar, con estos datos, para 2010 la tasa de fallos y de reparaciones y la disponibilidad de la instalación.

2. Determinar la continuidad de servicio del sistema ILS anterior si el tiempo de uso en una operación de aproximación de precisión es de 3 minutos.
3. Definir en qué consiste la modulación espacial. Enunciar las señales del VOR que modulan en amplitud a la portadora, dibujando además el diagrama del espectro en frecuencias.
4. Dado un VOR convencional (CVOR) que posee un error cuadrantal. Se pide:
 - a) Causas a las que puede deberse el error cuadrantal.
 - b) Calcular el error cuadrantal producido por un desfase entre la radiofrecuencia de portadora y la de banda lateral A de 45° .
5. Calcular el radio del anillo en el que se encuentran las antenas de banda lateral (A_1 y A_2) que transmiten las señales BLS y BLI en un DVOR cuya frecuencia es de 115MHz, teniendo en cuenta una desviación en frecuencia de 16.2577rad.
6. Una aeronave se encuentra en las inmediaciones de un aeropuerto, marcando el CDI horizontal una diferencia de profundidad de modulación (DDM) de 0.165, Se pide:
 - a. Defina la diferencia en profundidad de modulación (DDM) de la senda de descenso de un ILS.
 - b. Determine el ángulo de descenso en el que se encuentra la aeronave, sabiendo que la senda de descenso nominal es de 3° , recuerde que el DDM a fondo de escala ($0.48\theta_0$) tiene un valor de 0.175 y una intensidad de $150\mu A$.
7. Diferencias del sistema radiante entre la senda del ILS de referencia nulo y la efecto captura.
8. Una aeronave que se encuentra sobrevolando un espacio aéreo, determine la distancia a la que se encuentra de la estación VOR/DME sabiendo que el tiempo de retardo del interrogador es de $50\mu s$ y que el tiempo de recepción y de transmisión difieren en $300\mu s$.
9. Definir los parámetros que son necesarios para la determinación de la posición teórica de un satélite en su órbita (r_0 , Φ_0). Identificar también los parámetros que son necesarios para establecer las coordenadas del satélite fijado fuera del plano de la órbita.
10. Contenido del mensaje de navegación de un satélite GNSS (NAVDATA)

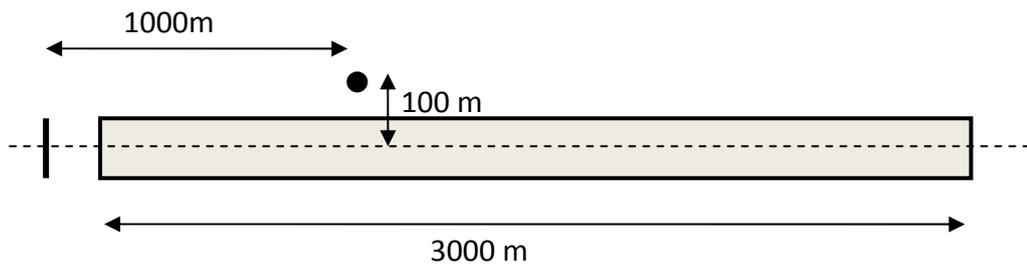
EXAMEN DE SISTEMAS DE NAVEGACIÓN Y AVIÓNICA
Septiembre 2010
Parte de Sistemas de Navegación
PROBLEMA.

1. Un CVOR presenta una curva de error como la indicada en la figura, obtener los componentes de error de: alineamiento, duantal, cuadrantal y octantal.



2. Para un localizador de referencia nula, con frecuencia de portadora 115 MHz, se tiene un foco reflector que puede ser caracterizado como re radiador no direccional, situado a una distancia de 100 metros del eje de pista y a 1000 metros de las antenas. La longitud de pista es de 3000 metros y las antenas están situadas a 30 metros del final de pista.

El campo reflejado por este foco es 0.05 veces el incidente sobre él. Con los datos anteriores, determinar si el reflector está situado dentro del sector de sensibilidad. Estimar el efecto de las reflexiones producidas por este punto sobre la superficie de rumbo.



SOLUCIÓN:

EXAMEN DE SISTEMAS DE NAVEGACIÓN Y AVIÓNICA
Septiembre 2010
Parte de Sistemas de Navegación
TEORÍA

1. Definir los conceptos de observable y superficie de situación en un sistema para la navegación para la fijación de la posición.
2. Describir esquemáticamente las diferentes generaciones del sistema de navegación aérea.
3. Determinar el índice de modulación que resulta por superposición de una portadora que se capta con una potencia de 120 pW y unas bandas laterales de 30 pW, cuando sus respectivas radiofrecuencias (coherentes) están desfasadas 30° eléctricos.

4. Definir las características de las señales del VOR (función, frecuencias e índices de modulación).

5. Describir la naturaleza y tipos de error cuantal en un CVOR.

6. El indicador de desviación horizontal o CDI es un instrumento que puede dar indicaciones VOR o Localizador. ¿Cuál es el ancho del sector de sensibilidad de este instrumento en cada caso?

7. ¿Qué se entiende por diagrama de radiación par e impar en un Localizador ILS de referencia nula bifrecuencia?

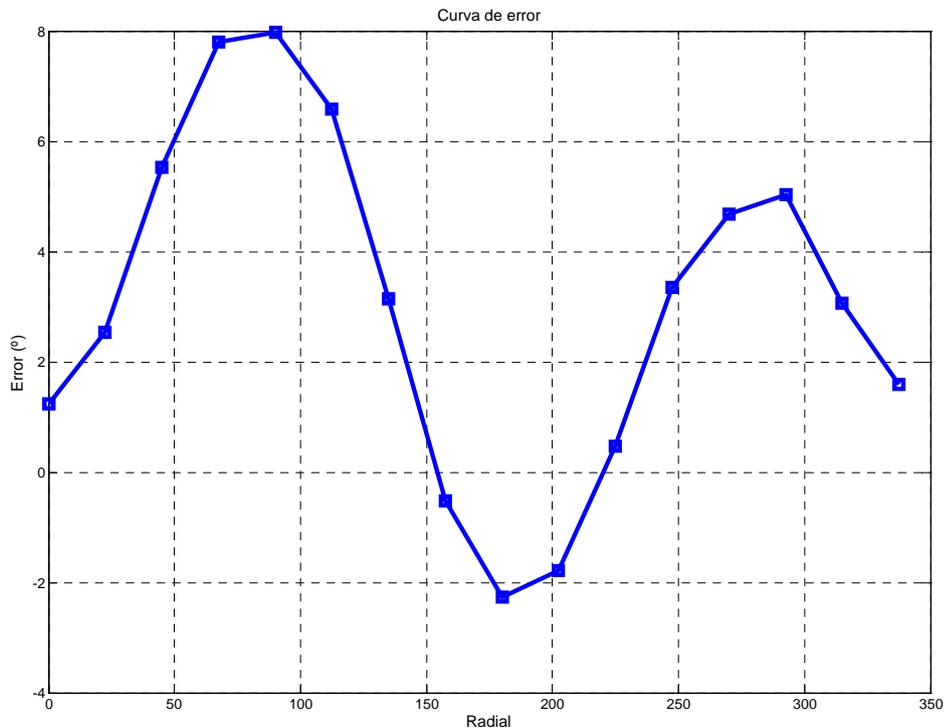
8. Deducir la expresión general de la DDM en un LZ o GP de ILS.

9. Deducir la expresión general del campo radiado de portadora y banda lateral de una senda de descenso de referencia nula.

10. Determinar el desplazamiento lateral de las antenas de la senda de descenso para minimizar el efecto de proximidad sobre la superficie de rumbo, en la vertical del umbral de pista.

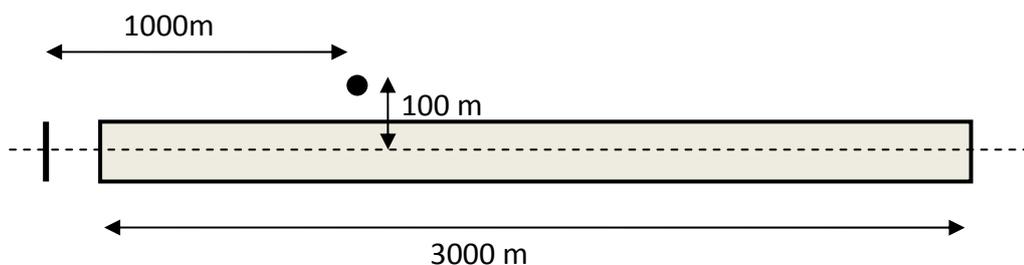
EXAMEN DE SISTEMAS DE NAVEGACIÓN Y AVIÓNICA
 Febrero 2010
 Parte de Sistemas de Navegación
 PROBLEMAS.

1. Un CVOR presenta una curva de error como la indicada en la figura, obtener los componentes de error de: alineamiento, duantal, cuadrantal y octantal.



2. Para un localizador de referencia nula, con frecuencia de portadora 115 MHz, se tiene un foco reflector que puede ser caracterizado como re radiador no direccional, situado a una distancia de 100 metros del eje de pista y a 1000 metros de las antenas. La longitud de pista es de 3000 metros y las antenas están situadas a 30 metros del final de pista.

El campo reflejado por este foco es 0.05 veces el incidente sobre él. Con los datos anteriores, determinar si el reflector está situado dentro del sector de sensibilidad. Estimar el efecto de las reflexiones producidas por este punto sobre la superficie de rumbo.



EXAMEN DE SISTEMAS DE NAVEGACIÓN Y AVIÓNICA
Febrero 2010
Parte de Sistemas de Navegación
TEORÍA

1. ¿Con que antelación requiere el sistema ATC conocer el plan de vuelo y por qué?.
2. Describir que es el AIP e indicar que se entiende por ciclo AIRAC.
3. Describir los diferentes servicios ATS.
4. Describir las funciones de los distintos controladores que pueden existir en una torre de control.
5. Definir el concepto de navegación como proceso de control.
6. Definir los conceptos de observable y superficie de situación en un sistema para la navegación para la fijación de la posición.
7. Describir esquemáticamente las diferentes generaciones del sistema de navegación aérea.
8. Explicar para que se utiliza la subportadora de 10 KHz en una estación de tierra VOR.
9. Cuál es la diferencia de papel entre las señales de navegación de 30Hz entre los equipos CVOR y DVOR.
10. Determinar el índice de modulación que resulta por superposición de una portadora que se capta con una potencia de 120 pW y unas bandas laterales de 30 pW, cuando sus respectivas radiofrecuencias (coherentes) están desfasadas 30º eléctricos.
11. Definir las características de las señales del VOR (función, frecuencias e índices de modulación).
12. Representar en el plano complejo la relación de fases entre las señales de navegación de referencia (contenida en la subportadora), y de las bandas laterales A y B, para el caso de un CVOR de diagrama de radiación estático.
13. Describir la naturaleza y tipos de error duantal en un CVOR.
14. El indicador de desviación horizontal o CDI es un instrumento que puede dar indicaciones VOR o Localizador. ¿Cuál es el ancho del sector de sensibilidad de este instrumento en cada caso?.
15. ¿Qué se entiende por diagrama de radiación par e impar en un Localizador ILS de referencia nula?
16. Deducir la expresión general de la DDM en un LZ o GP de ILS.
17. Deducir la expresión general del campo radiado de portadora y banda lateral de una senda de descenso de referencia nula.

18. Determinar el desplazamiento lateral de las antenas de la senda de descenso para minimizar el efecto de proximidad sobre la superficie de rumbo, en la vertical del umbral de pista.
19. Cuáles son las características del terreno apropiadas para las diferentes tipos de sistemas radiantes de senda de descenso (referencia nula, bifrecuencia y referencia banda lateral).
20. Describir los parámetros del sector de sensibilidad en una senda de descenso.
21. Describir los errores por reflexiones que se producen sobre la superficie de rumbo en el localizador.
22. Enunciar las características básicas de la constelación de satélites GPS:
23. Describir las señales radiadas GPS
24. Cuáles son las características básicas del código C/A en el GPS.
25. Describir la estructura de las tramas del mensaje de navegación GPS.

**EXAMEN DE SISTEMAS DE NAVEGACIÓN Y AVIÓNICA,
Parte de Sistemas.**

Problemas.

Curso 2008/09

Nota: Para esta parte del examen se pueden utilizar libros y apuntes.

1. En un CVOR se identifica un error cuadrantal de 4° de amplitud, con un máximo en el Norte. Determinar lo siguiente:
 - Si es producido por diferencia de potencias, cuánto vale la relación entre éstas.
 - Si es producido por desalineamiento de fase de 30Hz de una de las BL, calcular el ángulo correspondiente.
 - Si es producido por desalineamiento de fase de portadora de una de las BL, calcular el ángulo correspondiente.

2. Una antena monitora de una Senda de Descenso de referencia nula está situada a la distancia $D=50\text{m}$ del mástil radiante. El ángulo de descenso es $\theta_0 = 3^\circ$. La frecuencia de portadora es de $f_0 = 330\text{MHz}$.

Determinar el ancho angular del sector de sensibilidad observado, con relación al emitido ($0,48 \theta_0$) suponiendo la instalación ajustada correctamente. Determinar la distancia más próxima a D para la que el sector de sensibilidad sería infinito.

EXAMEN FINAL DE SISTEMAS DE NAVEGACIÓN.

Parte de Sistemas.

Teoría

NOMBRE:

1. Dentro de la organización del espacio aéreo por OACI, indicar qué espacios aéreos son controlados.
2. Bajo reglas de vuelo instrumental o IFR, indicar como se asignan los niveles de vuelo en función de la derrota magnética en espacios aéreos RVSM.
3. Definir la navegación RNAV.
4. Definir la navegación instrumental convencional. Concepto de observable.
5. Describir los servicios de tránsito aéreo (ATS).
6. Describir las diferencias entre los conceptos CNS y ATM.

17. Un equipo de tierra DME transmite en la frecuencia de 1020MHz, ¿cuál será la frecuencia que transmite el equipo de a bordo que tiene sintonizada esta estación?. ¿Cuál será el valor de esta frecuencia si el equipo de tierra transmite una frecuencia de 1120MHz?
18. ¿Qué subtramas de las tramas del mensaje de navegación no están multiplexadas?, indicar en que subtrama se incluyen los parámetros para la corrección del tiempo reloj del satélite.
19. ¿Cuál es la longitud del código C/A medida en número de chips y en distancia equivalente?
20. El observable básico GPS es la pseudo distancia, ¿qué diferencia existe entre este observable y la distancia satélite-receptor.

EXAMEN DE SISTEMAS DE NAVEGACIÓN Y AVIÓNICA,
Parte de Sistemas.

Problemas.

Curso 2008/09

Nota: Para esta parte del examen se pueden utilizar libros y apuntes.

1. En un CVOR se mide un error, en el hito situado en el Norte magnético, de -4° . El error medido es nulo sobre el radial 45° y de 4° en el Este magnético.

Representar la curva previsible de error alrededor de los 360° de la estación. Determinar el tipo de error que se produce.

Si el error es producido por diferencias de fase de las señales de navegación de 30Hz (que modulan a la portadora para producir las bandas laterales NE/SW y NW/SE), determinar el desfase entre estas señales.

Si el error se supone producido por diferencia de potencias entre bandas laterales, determinar la diferencia de potencias radiadas.

2. Una antena monitora de una Senda de Descenso de referencia nula está situada a la distancia $D=50\text{m}$ del mástil radiante. El ángulo de descenso es $\theta_0=3.2^\circ$. La frecuencia de portadora es de $f_0=340\text{MHz}$.

Determinar el ancho angular del sector de sensibilidad observado, con relación al emitido ($0,48 \theta_0$) suponiendo la instalación ajustada correctamente. Determinar la distancia más próxima a D para la que el sector de sensibilidad sería infinito.

3. El mensaje de navegación de un satélite GPS proporciona los siguientes valores de efemérides:

Parámetro	Valor	Significado
C_rs	5.409375e+01	Término corrección armónica senoidal al radio de órbita [m].
delta_n	4.135887e-09	Diferencia del movimiento medio frente a valor calculado.
M_0	2.666310e+00	Anomalía media en el instante de referencia [rad].
C_uc	2.738088e-06	Término corrección armónica cosenoidal al argumento de latitud [rad].
e	5.351137e-03	Excentricidad de la órbita.
C_us	7.921830e-06	Término corrección armónica senoidal al argumento latitud [rad].
sqrt_A	5.153714e+03	Raíz cuadrada del semieje mayor de la órbita [$\text{m}^{1/2}$].
to_e	2.304000e+05	Instante de referencia de los datos de efemérides [s].
C_ic	6.332994e-08	Término corrección armónica cosenoidal al ángulo

		inclinación [rad].
omega_0	-2.534338e+00	Ascensión recta del nodo ascendente al comienzo semana [rad].
C_is	8.381903e-08	Término corrección armónica senoidal al ángulo inclin.
i_0	9.738011e-01	Ángulo de inclinación en el instante de referencia [rad].
C_rc	2.328438e+02	Término corrección armónica cosenoidal al radio órbita [m].
omega	-1.677769e+00	Argumento del perigeo [rad].
OMEGADOT	-7.761752e-09	Velocidad angular de la ascensión recta [rad/s].
IDOT	4.750198e-10	Velocidad angular del ángulo de inclinación [rad/s].
Salud del satélite	0	Salud del satélite.

Determinar la posición del mismo (en coordenadas ECEF) en el instante 2.305000e+5 segundos.

EXAMEN FINAL DE SISTEMAS DE NAVEGACIÓN.

Parte de Sistemas.

Teoría

NOMBRE:

1. Indicar que unidad responsable del control (ATC) de una aeronave en su fase de salida se lleva a cabo y las altitudes típicas entre las que se ejerce esta responsabilidad.

2. El control de afluencia de aeronaves (ATFM) en Europa se gestiona sobre tres horizontes temporales o fases que se denominan:

3. Los servicios de tránsito aéreo (ATS) se subdividen en tres servicios que son:

4. Dentro de la organización del espacio aéreo por OACI, indicar qué espacios aéreos son controlados y cuáles no.

5. Las reglas del aire se subdividen en 4 partes, enumerarlas:

6. Bajo reglas de vuelo instrumental o IFR, indicar como se asignan los niveles de vuelo en función de la derrota magnética.

13. Una portadora produce en un punto un campo eléctrico de portadora con valor $60\mu\text{V}/\text{m}$ de amplitud. En el mismo punto se tiene una banda lateral combinada, coherente con la portadora anterior, de 30Hz con una amplitud de $12\mu\text{V}/\text{m}$. Si ambos campos tienen la misma dirección y sus fases de radiofrecuencia tienen un desfase de 60° , ¿cuál es la modulación en amplitud de 30Hz resultante?.
14. Una portadora produce en un punto un campo eléctrico de portadora con valor $60\mu\text{V}/\text{m}$ de amplitud. En el mismo punto se tiene una banda lateral combinada, coherente con la portadora anterior, de 30Hz con una amplitud de $12\mu\text{V}/\text{m}$. Si ambos campos tienen la misma dirección y sus fases de radiofrecuencia tienen un desfase de 90° , ¿cuál es la modulación en fase de 30Hz resultante?.
15. Un DVOR transmite una portadora de 116MHz. Determinar el radio del anillo de antenas para producir una desviación máxima de frecuencia de 480Hz.
16. Indicar cuál es la causa del error de alineamiento de una estación VOR.
17. Indicar cuál es la causa del error octantal en un CVOR.

23. Determinar el ancho del sector de sensibilidad de una senda de descenso con ángulo de senda 3.2° . ¿Cuánto valdrá la DDM en el límite de dicho sector?.
24. Un equipo de tierra DME transmite en la frecuencia de 1020MHz, ¿cuál será la frecuencia que transmite el equipo de a bordo que tiene sintonizada esta estación?. ¿Cuál será el valor de esta frecuencia si el equipo de tierra transmite una frecuencia de 1120MHz?
25. A través del mensaje de navegación GPS se obtienen los datos siguientes: anomalía media $M=2.3456$ radianes, excentricidad $e=0.0000$. Calcular las correspondientes anomalías excéntrica y verdadera.
26. ¿Qué subtramas de las tramas del mensaje de navegación no están multiplexadas?, indicar en que subtrama se incluyen los parámetros para la corrección del tiempo reloj del satélite.
27. ¿Cuál es la longitud del código C/A medida en número de chips y en distancia equivalente?

28. El observable básico GPS es la pseudo distancia, ¿qué diferencia existe entre este observable y la distancia satélite-receptor.

29. ¿Cuál es la longitud de la secuencia máxima de un registro con 8 elementos de almacenamiento o F/F?. ¿Existe algún valor prohibido de este registro?

30. Enunciar las diferencias más importantes de las constelaciones GPS y Galileo.

NOMBRE:

INSTRUCCIONES:

La parte teórica consta de 40 preguntas tipo test con 4 opciones, con una única respuesta correcta. La puntuación será la siguiente:

- Respuesta correcta: 1 Punto.
 - Respuesta incorrecta: -0.25 Puntos.
 - Respuesta no contestada: 0 Puntos.
-

1. ¿Cuál de las siguientes afirmaciones relativas a la DDM (Defierence Deph Modulation) del ILS es cierta?
 - a. La DDM será 0 cuando no se recibe señal de 90 y de 150Hz de PBL.
 - b. En el eje de pista y en la senda de descenso nominal no se reciben señal ni de 90 ni de 150Hz proveniente de las bandas laterales por lo que la DDM es 0.
 - c. La DDM será 0 cuando se recibe la misma cantidad de señal de 90 y de 150Hz proveniente de la PBL y la BL.
 - d. Ninguna de las anteriores es correcta.
 2. Si se dispone de una instalación compuesta por dos transmisores y dos supervisores donde para que se encuentre en funcionamiento debe haber un transmisor y un supervisor, se puede decir:
 - a. La fiabilidad es mayor que si solo existiera un transmisor y un supervisor.
 - b. La disponibilidad será menor que si solo existiera un transmisor y un supervisor.
 - c. La integridad será menor que si se precisa que los dos supervisores detecten dicho fallo de integridad.
 - d. Ninguna de las anteriores es correcta.
 3. La modulación espacial se define como:
 - a. La suma en el punto de recepción de dos campos electromagnéticos radiados por caminos separados pero de frecuencia coherente.
 - b. La suma en el punto de recepción de dos campos electromagnéticos radiados a distinta frecuencia de portadora y con la misma fase.
 - c. La suma en el punto de recepción de dos campos electromagnéticos radiados desde un mismo foco emisor a distinta frecuencia de portadora y con la misma fase.
 - d. Ninguna de las anteriores es correcta.
 4. ¿Cuál de las siguientes afirmaciones relativas a la señal de PBL del ILS es correcta?
 - a. La señal de PBL es una señal basta que trata de evitar que el receptor de abordaje pueda perder la señal de guiado en ángulos peligrosos.
 - b. La señal de PBL nos da indicación del eje de pista y/o de la senda de descenso nominal ya que en dichos puntos la DDM es 0.
 - c. La señal de PBL da información de guiado en aeropuertos con orografía complicada.
 - d. Ninguna de las anteriores es correcta.
-

5. ¿Cuál es la frecuencia de portadora de la senda de descenso?
- 962-1213MHz.
 - 329-335MHz
 - 108-112MHz.
 - Ninguna de las anteriores es correcta.
6. El piloto ha accedido a la información mirando su destino desde diversas fuentes. ¿Cuál de las siguientes afirmaciones es cierta?
- El VOLMET proporciona información meteorológica del área y el ATIS proporciona información específica del aeropuerto de destino.
 - El VOLMET proporciona información meteorológica del área y el ATIS proporciona información general del área.
 - El VOLMET proporciona información meteorológica del aeropuerto de destino y el ATIS proporciona información general del área.
 - El VOLMET proporciona información meteorológica del aeropuerto de destino y el ATIS proporciona información general del aeropuerto de destino.
7. ¿Cuál de las siguientes afirmaciones referentes a los DDR del ILS es correcta?
- El diagrama de radiación de la BL del localizador es un diagrama par.
 - El diagrama de radiación de la señal Clearance es un diagrama par.
 - El diagrama de radiación de la PBL del localizador es un diagrama par.
 - El diagrama de radiación de la PBL de la senda de descenso es un diagrama par.
8. La señal PBL del VOR se compone de:
- Portadora mas bandas laterales.
 - La portadora modulada en amplitud por la señal de 30Hz, en el caso del DVOR que es emitida por la antena A0.
 - La resultante de la modulación en amplitud de la subportadora de 10kHz que previamente ha sido modulada en frecuencia por la señal de 30Hz y la señal de identificación, en el caso del CVOR.
 - Todas las anteriores son correctas.
9. ¿Cuáles son las rutas aéreas de referencia definidas y publicadas por los proveedores de servicios de navegación aérea para la navegación instrumental?
- Rutas de llegada normalizada (SID), rutas SAT, rutas de salida normalizada (STAR) y rutas de aproximación instrumental.
 - Rutas de llegada normalizada (STAR), rutas IFR, rutas de salida normalizada (SID) y rutas de aproximación instrumental
 - Rutas de llegada normalizada (SID), rutas AST, rutas de salida normalizada (STAR) y rutas de aproximación instrumental
 - Rutas de llegada normalizada (STAR), rutas ATS, rutas de salida normalizada (SID) y rutas de aproximación instrumental.
10. Determine el valor de la DDM para la senda de descenso del ILS cuando la componente de banda lateral de 90 y de 150Hz es igual a $8\mu\text{V/m}$, la banda lateral combinada de 90 y 150Hz es $27\mu\text{V/m}$ y el desfase entre la portadora y la banda lateral es de 50° .
- 0.1816
 - 0.0762
 - 0.0908
 - 0.1524

Comentario [N1]:

$$DDM = 2m \frac{E_{SS}}{E_{CS}} \cos \varphi = 2 \cdot 0.4 \cdot \frac{8}{27} \cos 50$$

11. Para la determinación de la posición del satélite fuera de su plano de la órbita es necesario
- La excentricidad de la elipse.
 - La inclinación orbital.
 - La anomalía excéntrica.
 - El semieje mayor de la elipse.
12. ¿Dónde se envían los planes de vuelo para su distribución a todas las ATCs involucradas en el vuelo?
- Fluent Flight Plan System (FFPS)
 - Flight Plan System (FPS)
 - Line Flight Plan Service (LFPS)
 - Integrated Flight Plan Processing System (IFPS)
- 13.Cuál de las siguientes afirmaciones corresponde a una mejora que introduce el VOR Doppler
- Las señales de referencia y variable son emitidas por diagramas de radiación no direccionales.
 - La información de guiado está contenida en una modulación en amplitud, teniendo por lo tanto una mayor protección frente al ruido.
 - La información de guiado es emitida por la antena central A0 (PBL), teniendo por lo tanto menor el error por reflexiones.
 - Ninguna de las anteriores es correcta.
14. ¿Cuáles el valor del índice de profundidad de modulación para los instrumentos de la senda de descenso y el localizador muestren una desviación a fondo de escala?
- 0.175 para la senda de descenso y 0.155 para el localizador.
 - 0.157 para la senda de descenso y 0.155 para el localizador
 - 0.155 para la senda de descenso y 0.175 para el localizador
 - Ninguna de las anteriores es correcta
15. Diagrama de radiación de las BLCA y BLCB en el CVOR son de forma:
- Bidireccional circular en forma de 8, donde la BLCA está orientada según el eje NE/SO y la BLCB según el eje NO/SE.
 - Omnidireccionales.
 - Bidireccional circular en forma de 8 girando a 1800rpm.
 - Ninguna de las anteriores.
16. La disponibilidad se define como:
- La probabilidad relativa de fallo en el instante t.
 - La probabilidad de que la instalación funcione dentro de las tolerancias especificadas.
 - La relación que existe entre el tiempo real de funcionamiento y el tiempo de funcionamiento en el que esta instalación es requerido o está especificada como operativa.
 - La probabilidad de que la instalación no haya fallado antes de un tiempo t.
17. El localizador es una estación transmisora que tiene por objeto materializar:
- La superficie de descenso
 - El punto final, intermedio e inicial de la aproximación.
 - La superficie de rumbo.

d. Ninguna de las anteriores es correcta

18. ¿Cuál de las siguientes afirmaciones referidas a la navegación es cierta?

a. Con el propósito de navegar, el interés de posicionarse está fundamentalmente en conocer la posición del vehículo con relación a la ruta previamente definida y en algunas situaciones con relación a un punto concreto de la misma.

b. El posicionamiento puede ser directo o indirecto. En navegación convencional y posicionamiento directo es posible utilizando el HSI o del Radio Magnetic Indicator, mientras que en la navegación convencional y posicionamiento indirecto es posible con el VOR, DME, ILS.

c. La ruta ortodrómica es la ruta de rumbo constante sobre el elipsoide de referencia.

d. Ninguna de las anteriores es correcta.

19. ¿Cuál es el valor de la profundidad de modulación nominal de la portadora (PBL) para las señales de 90Hz y de 150Hz?

a. Igual para ambas señales de navegación y de valor 0.2 para el localizador y 0.4 para la senda de descenso.

b. De 0.2 para la de 90Hz y 0.4 para la senda de descenso para el localizador y la senda de descenso.

c. Igual para ambas señales de navegación y de valor 0.2 para el localizador y 0.2 para la senda de descenso.

d. De 0.4 para la de 90Hz y 0.2 para la senda de descenso para el localizador y la senda de descenso.

20. Una estación CVOR dispone de un error debido al desequilibrio entre los lóbulos radiados por los diagramas de radiación de la BLCA y/o BLCB, ¿de qué tipo de error se trata?

a. Error octantal.

b. Error cuadrantal.

c. Error de alineamiento.

d. Error duantal.

21. ¿Cuál de las siguientes afirmaciones relativas al VOR es cierta?

a. La diferencia entre la fase de la señal de 30Hz de la señal de PBL menos la fase de la señal de 30Hz resultante de la suma de la BLCA y la BLCB nos proporciona el azimut del punto de recepción.

b. El VOR se basa en la modulación espacial ya que su funcionamiento se basa en la suma de dos campos electromagnéticos radiados por una única antena y de frecuencia coherente.

c. La señal de PBL se transmite de forma bidireccional mientras que la BL se transmite omnidireccional.

d. Ninguna de las anteriores es correcta.

22. Velocidad de transmisión del código C/A

a. 10,23MHz.

b. 1,023MHz.

c. 1227.6MHz.

d. 1575.42MHz.

23. Para un aeropuerto de gran tamaño, ¿cómo se denomina al controlador encargado de las operaciones de taxi y despegue?
- Controlador de despegues
 - Controlador de movimientos en tierra
 - Control de aproximación
 - Ninguno de los anteriores al no ser una tarea de ATC.
24. Evalúe el desfase entre la portadora y la banda lateral de las señales de un CVOR si se tiene un índice de modulación efectiva del 25%, un nivel de portadora de $25\mu\text{V/m}$ y un nivel de banda lateral combinada de $15\mu\text{V/m}$.
- 65.37°
 - 24.62°
 - 81.37°
 - Ninguna de las anteriores es correcta.
25. Número de canales y distancia entre ellos del DME
- 160 canales con una distancia entre ellos de 0.5MHz.
 - 176 canales con una distancia entre ellos de 1.5MHz.
 - 167 canales con una distancia entre ellos de 2MHz.
 - 126 canales con una distancia entre ellos de 1MHz.
26. Una estación CVOR dispone de tan sólo un tipo de error, sabiendo que este es máximo en los puntos cardinales, ¿de qué tipo de error se trata?
- Error octantal.
 - Error duantal.
 - Error de alineamiento.
 - Error cuadrantal.
27. Una vez establecidos el punto de origen y de destino, ¿cuáles son las acciones o procesos secuencialmente interrelacionadas que requiere el proceso de la navegación?
- Establecer la ruta que se desea seguir, posicionarse con relación a ella y corregir la posición.
 - Interpretar las señales provenientes de las radioayudas de navegación y realizar las maniobras oportunas para seguir la ruta programada.
 - Presentar el plan de vuelo, comunicarse con los centros de control pertinentes y realizar las correcciones oportunas.
 - Ninguna de las anteriores es correcta.
28. Tipos de Sendas de descenso
- Referencia de nulo
 - Referencia de nulo bifrecuencia
 - Referencia bifrecuencia
 - Todas las anteriores son correctas
29. Las efemérides de un satélite contiene
- La velocidad angular de rotación de la tierra.
 - El ángulo de inclinación del plano orbital en el instante de referencia.
 - La anomalía excéntrica.
 - Ninguna de las anteriores es correcta.
30. El sistema DME.
- Es un sistema se encuentra normalmente coemplazado con el VOR, ILS y/o MLS.

Comentario [N2]: !
 $\cos(\Phi D) = m \times E_c / E_{b1c}$

-
- b. Es un sistema de poca importancia en el contexto de sensores del SNA.
- c. Tan sólo es empleado para la denominada RNAV con al menos dos estaciones DME.
- d. Ninguna de las anteriores es correcta.
- 31. ¿Cuál de las siguientes afirmaciones referentes a las señales del ILS es correcta?**
- a. El ILS emplea la modulación espacial con el fin de comparar las fases de las señales de navegación de 90Hz frente a las de 150Hz.
- b. El ILS dispone de dos señales, la de PBL formada únicamente por la banda lateral combinada de 90Hz y de 150Hz y la de BL formada únicamente por la banda lateral combinada de 90Hz y de 150Hz en contrafase.
- c. El ILS dispone de dos señales, PBL y BL, donde la radiofrecuencia es modulada en amplitud por las señales de navegación de 90Hz y de 150Hz.
- d. Ninguna de las anteriores es correcta.
- 32. Si resulta necesario retrasar un vuelo antes de realizar la maniobra de aterrizaje, ¿cuánto tiempo transcurre en que dicha aeronave complete el circuito de espera?**
- a. 6 minutos.
- b. 4 minutos.
- c. 8 minutos.
- d. 10 minutos.
- 33. ¿Cuál de las siguientes afirmaciones relativas al DME es cierta?**
- a. La estación de tierra interroga mediante una señal formada por dos pares de pulsos de forma que la aeronave mediante la medida del tiempo de llegada de dicha señal calcula la distancia a dicha estación
- b. El DME es un sistema que permite la identificación y seguimiento de blancos específicos en el espacio, generalmente aeronaves.
- c. La aeronave interroga mediante una señal formada por dos pares de pulsos, mediante la medida del tiempo de llegada de la respuesta se calcula la distancia a la estación de tierra
- d. Ninguna de las anteriores es correcta.
- 34. ¿Cuál de las siguientes afirmaciones relativas a los bucles de control anidados con los que se puede considerar compuesto el sistema de control de vuelo es cierta?**
- a. El primer bucle es el de coordinación de virajes, es el encargado evitar que la aeronave resbale o derrape en los virajes.
- b. El primer bucle, el de estabilización, es el encargado de atenuar los modos naturales de oscilación de las dinámicas longitudinal y transversal.
- c. El bucle segundo o bucle de circulación aérea, es aquel que debe permitir evitar las colisiones entre aeronaves.
- d. Ninguna de las anteriores es correcta.
- 35. Determine que es necesario para pasar de coordenadas geocéntricas ecuatoriales instantáneas a uno fijo a la tierra (WGS-84)**
- a. La ecuación del movimiento de la polodia.
- b. La posición de la constelación de satélites.
- c. La ley de navegación.
- d. Ninguna de las anteriores es correcta.
- 36. Diagrama de radiación de la PBL en el CVOR es de forma**
-

-
- a. Omnidireccional.
- b. Bidireccional circular en forma de 8 según el eje NO/SE.
- c. Bidireccional circular en forma de 8 girando a 1800rpm.
- d. Ninguna de las anteriores es correcta.
- 37. Una estación CVOR dispone de tan sólo un tipo de error, sabiendo que este es máximo en $\pi/8$, ¿de qué tipo de error se trata?**
- a. Error duantal.
- b. Error cuadrantal.
- c. Error de alineamiento.
- d. Error octantal.
- 38. ¿Qué contiene el mensaje de navegación?**
- a. 1500 bits y se emite con una velocidad de 50bps.
- b. Información temporal y de estado del reloj del satélite, entre otras.
- c. Información sobre los parámetros orbitales del satélite, entre otras.
- d. Todas las anteriores son correctas.
- 39. ¿Cuál de las siguientes afirmaciones relativas al DME es cierta?**
- a. El DME emplea una técnica de impulsos de detección primaria.
- b. El DME emplea el principio de funcionamiento del radar.
- c. El DME emplea una técnica basada en la modulación espacial.
- d. Ninguna de las anteriores es correcta.
- 40. La señal de portadora L_2**
- a. Se modula en amplitud por una señal que resulta de la combinación en una puerta del mensaje de navegación y el código C/A.
- b. Se modula en PSK por una señal que resulta de la combinación en una puerta del código C/A y el código P.
- c. Se modula en fase por una señal que resulta de la combinación en una puerta del mensaje de navegación y el código P.
- d. Se modula en DPSK por una señal que resulta de la combinación en una puerta del mensaje de navegación y el código P.

Problema 1:

Un sistema de comunicación está formado por tres bloques: Estación de comunicaciones, líneas de transmisión de la información entre la unidad transmisora y el centro de control y el sistema de comunicaciones del propio del centro de control. Disponen de las siguientes tasas de fallo y de reparaciones:

- Centro de comunicaciones: $\lambda_1=0.1$ fallos/mes; $\mu_1=0.5$ reparaciones/hora.
- Líneas de transmisión: $\lambda_2=0.5$ fallos/mes; $\mu_2=0.2$ reparaciones/hora.
- Centro de control: $\lambda_3=0.4$ fallos/mes; $\mu_3=0.9$ reparaciones/hora.

Se pide, calcular:

1. La tasa de fallos del conjunto y la disponibilidad estacionaria del sistema.
2. La fiabilidad y probabilidad de que falle el conjunto en 1000 horas.
3. La integridad del conjunto, que contiene una unidad monitora cuya tasa de fallo de integridad es de 0.1 fallos/mes, considérese como tasa de fallo de integridad del conjunto la calculada en el apartado 1.

SOLUCION:

1. La tasa de fallos:

$$R(t) = P_A \cdot P_B \cdot P_C = e^{-(\lambda_A + \lambda_B + \lambda_C)t}$$

Por lo tanto:

$$\lambda = -\frac{d}{dt} \ln[R(t)] = \lambda_A + \lambda_B + \lambda_C = 1 \frac{\text{fallo}}{\text{mes}} = 1.3697 \cdot 10^{-3} \frac{\text{fallos}}{\text{hora}}$$

DISPONIBILIDAD:

Al tratarse de sucesos independientes se puede expresar como:

$$A = A_{C.Com.} \cdot A_{L.T.} \cdot A_{C.Cont.} = \frac{\mu_{C.Com.}}{\mu_{C.Com.} + \lambda_{C.Com.}} \cdot \frac{\mu_{L.T.}}{\mu_{L.T.} + \lambda_{L.T.}} \cdot \frac{\mu_{C.Cont.}}{\mu_{C.Cont.} + \lambda_{C.Cont.}} = 0.9957$$

2. Fiabilidad:

$$R(t) = e^{-(\lambda)t} = e^{-(1 \text{ fallos/mes}) \cdot t}$$

$$\lambda = 1 \frac{\text{fallos}}{\text{mes}} = 0.0014 \frac{\text{fallos}}{\text{hora}}$$

Probabilidad de que falle a las 1000h:

$$Q(1000h) = 1 - e^{-(0.0014) \cdot 1000} = 0.7534$$

3. Integridad:

$$I = 1 - \frac{\lambda \cdot \lambda_m}{2} t_{RS}^2 = 1 - 9.3815 \cdot 10^{-8} \frac{\text{fallos}}{h^2} \cdot t_{RS}^2$$

Problema 2

Una estación CVOR transmite una señal de portadora con una potencia de 30w y una banda lateral combinada de 1600mw. Dicha estación da servicio a diez aeronaves a las 12.00 UTC, todas ellas van equipadas de un sistema de verificación de la información, capaces de detectar el error de la información suministrada.



Aeronave	Radial	To/Fromindicator	Error (Θ)
1	20	TO	3
2	40	FROM	4
3	60	TO	6
4	90	FROM	4
5	120	TO	0
6	160	FROM	-7
7	200	TO	-6
8	210	FROM	-4
9	260	FROM	2
10	300	FROM	1



Se pide:

- Determinar el índice de modulación en el receptor si existe un desfase entre la radiofrecuencia de ambas señales de 60°.
- Suponiendo que no existe errores de propagación, ni de instrumentación de abordaje, ni de pilotaje, determinar y clasificar los tipos de errores existentes en la estación.

SOLUCION:

- Índice de modulación:

$$m = \sqrt{\frac{P_{BL}}{P_C}} \cos\varphi = 0.11547$$

- Errores del CVOR:

$$\varepsilon(\theta) = a_0 + a_1 \cos\theta + b_1 \sin\theta + a_2 \cos 2\theta + b_2 \sin 2\theta + a_4 \cos 4\theta + b_4 \sin 4\theta$$

$$a_0 = \frac{\sum_1^{10} \varepsilon_n(\theta) \cdot \Delta\theta_n}{2\pi} = -0.1111111111111112$$

$$a_1 = \frac{\sum_1^{10} \varepsilon_n(\theta) \cdot \Delta\theta_n \cdot \cos\theta}{\pi} = 3.908785966055721$$

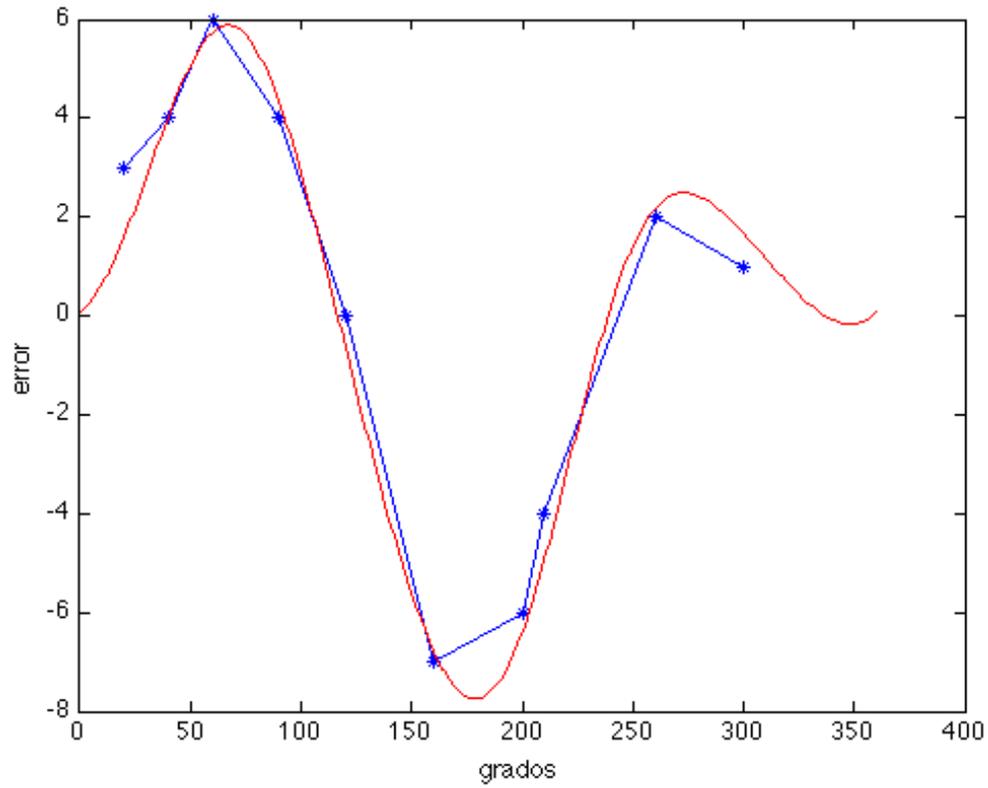
$$b_1 = \frac{\sum_1^{10} \varepsilon_n(\theta) \cdot \Delta\theta_n \cdot \sin\theta}{\pi} = 0.939248159127615$$

$$a_2 = \frac{\sum_1^{10} \varepsilon_n(\theta) \cdot \Delta\theta_n \cdot \cos 2\theta}{\pi} = -3.624765842777590$$

$$b_2 = \frac{\sum_1^{10} \varepsilon_n(\theta) \cdot \Delta\theta_n \cdot \text{sen}2\theta}{\pi} = 1.177257842742084$$

$$a_4 = \frac{\sum_1^{10} \varepsilon_n(\theta) \cdot \Delta\theta_n \cdot \text{cos}4\theta}{\pi} = -0.102495150432015$$

$$b_4 = \frac{\sum_1^{10} \varepsilon_n(\theta) \cdot \Delta\theta_n \cdot \text{sen}4\theta}{\pi} = -0.235330125863957$$



Problema 3

Un localizador C. Alford, con una frecuencia de portadora de 116MHz, está formado por una red de 4 pares antenas ubicadas a 55, 190, 500 y 800 grados eléctricos de su centro de fases, son alimentadas con unas intensidades relativas de portadora de 1.0, 0.0, 0.0 y 0.0 respectivamente y en banda lateral 0.0, 1.0, 0.5 y 0.3 respectivamente. La pista tiene 1800metros y las antenas están situadas a 50 metros del extremo de pista.

Se pide, calcular:

1. El Diagramas de radiación.
2. La diferencia de profundidad de modulación si se encuentra la aeronave a 2° a la derecha del eje de pista.

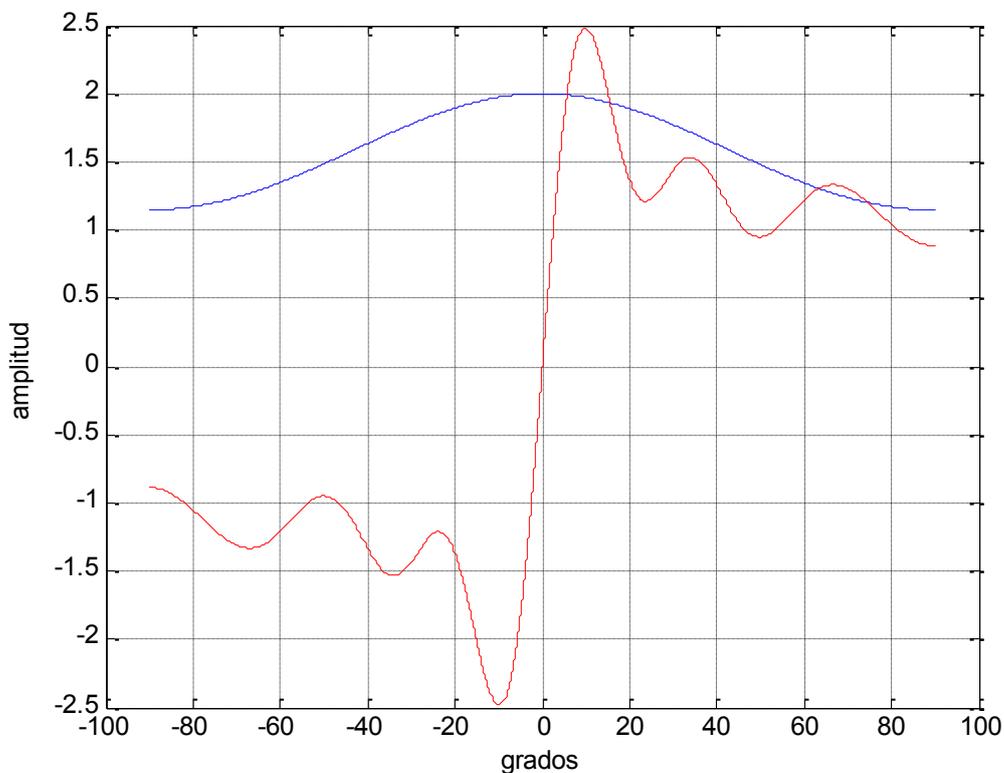
SOLUCION:

1. Ecuación del diagrama par e impar del localizador viene representado por las siguientes ecuaciones:

$$E_{PBL} = 2 \sum I_i \cdot \cos(x_i \cdot \text{sen}\varphi)$$

$$E_{BL} = 2 \sum I_i \cdot \text{sen}(x_i \cdot \text{sen}\varphi)$$

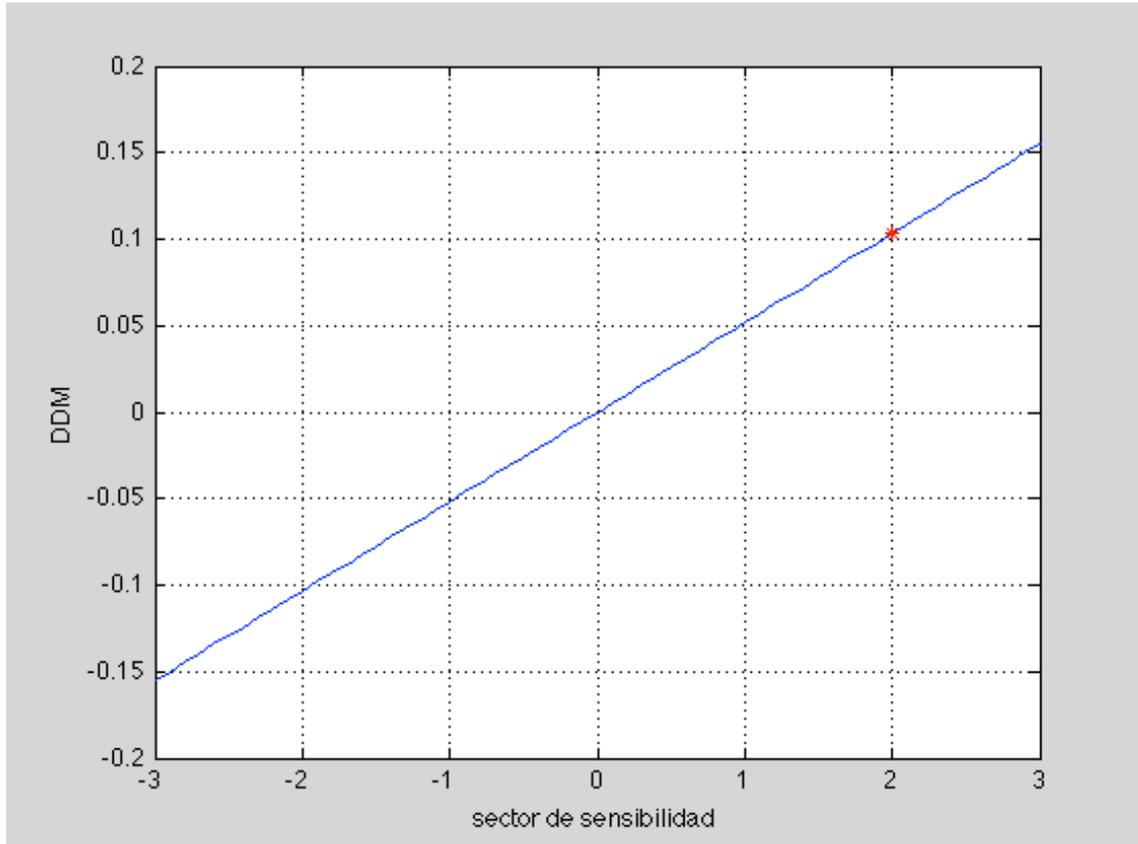
Introduciendo las x_i en radianes eléctricos.



2. El DDM en el sector de sensibilidad tiene una variación lineal con respecto al eje de pista. El ángulo del sector de sensibilidad corresponderá al menos de $\left(\text{atan} \frac{105}{L+d}, 3^\circ\right)$, por lo tanto:

$$\text{atan} \frac{105}{1850} = 3.2484^\circ$$

Se considerará que el ancho del sector de sensibilidad será 3° cuyo valor de DDM será igual a 0.155.



$$DDM = \frac{0.155}{3} 2 = 0.1033$$

1. En un DVOR:

- a. El sistema radiante está formado por una antena giratoria a 30 ciclos por segundo.
- b. La información de guiado está contenida en una modulación en amplitud.
- c. Las bandas lateral superior y la banda lateral inferior son emitidas por antenas opuestas.
- d. La máxima desviación en frecuencia es de 580Hz.

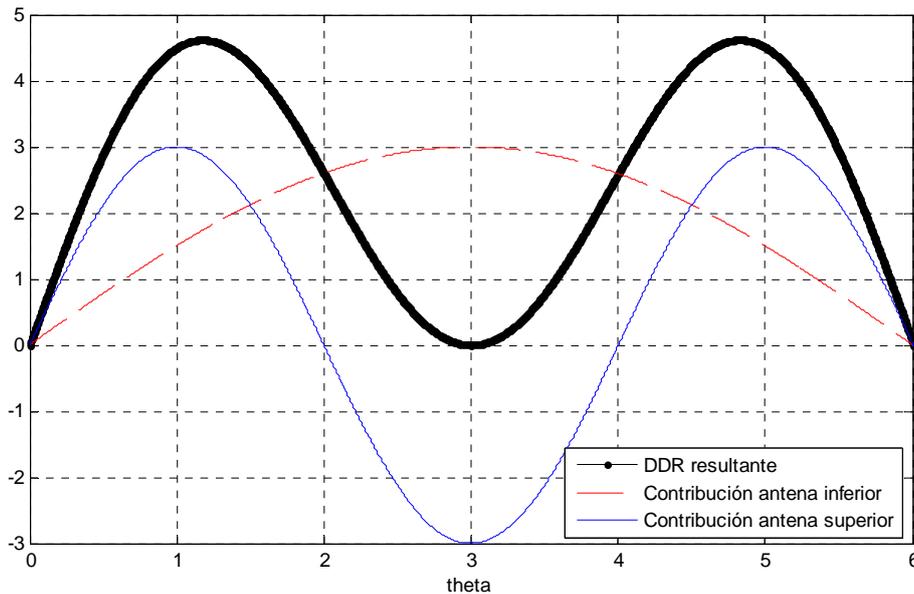
2. En que se diferencian un CVOR y un DVOR:

- a. En el CVOR la señal de referencia es la señal de 30 Hz AM, mientras que el DVOR es la señal de 30 Hz FM, además La fase de la señal VAR en el CVOR está retrasada respecto de la fase de referencia (REF), mientras que en el DVOR la fase de la señal VAR está adelantada con respecto a la fase de la señal REF.
- b. En el CVOR la señal de referencia es la señal de 30 Hz FM mientras que el DVOR es la señal de 30 Hz AM, además La fase de la señal VAR en el CVOR está retrasada respecto de la fase de la señalvariable (VAR), mientras que en el DVOR la fase de la señal VAR está adelantada con respecto a la fase de la señal REF.
- c. En el CVOR la señal de referencia es la señal de 30 Hz FM mientras que el DVOR es la señal de 30 Hz AM, además La fase de la señal VAR en el CVOR está retrasada respecto de la fase de referencia (REF), mientras que en el DVOR la fase de la señal VAR está adelantada con respecto a la fase de la señal REF.
- d. En el CVOR la señal de referencia es la señal de 30 Hz AM mientras que el DVOR es la señal de 30 Hz FM, además La fase de la señal VAR en el CVOR está retrasada respecto de la fase de la señalvariable (VAR), mientras que en el DVOR la fase de la señal de referencia (REF) está adelantada con respecto a la fase de la señal VAR.

3. Cual de las siguientes afirmaciones es cierta:

- a. El ILS suministra a un receptor apropiado, guiado electrónico a lo largo de la denominada trayectoria de descenso.
- b. El ILS proporciona a las aeronaves dentro de su volumen de cobertura información de guiado acimutal, cenital y de distancia para el piloto, sin referencias visuales externas.
- c. El ILS está formado por los siguientes subsistemas: Localizador (proporciona la superficie de rumbo), senda de descenso (proporciona la superficie de descenso) y las radiobalizas o DME.
- d. Todas las respuestas anteriores son correctas.

4. Observando la siguiente figura se puede concluir que se trata de:



- La señal de Banda lateral
 - La señal de Clearance.**
 - La señal de Portadora.
 - La DDM.
5. El modo de funcionamiento A tiene una separación entre pulsos de interrogación de
- 3 microsegundos
 - 8 microsegundos**
 - 21 microsegundos
 - 12 microsegundos
6. Valor de la diferencia de profundidad de modulación en el límite del sector de sensibilidad
- 0.175 para la senda de descenso y 0.155 para el localizador.**
 - 0.155 para la senda de descenso y 0.175 para el localizador.
 - 0.751 para la senda de descenso y 0.155 para el localizador.
 - 0.715 para la senda de descenso y 0.515 para el localizador
7. Se dispone de dos satélites en un dominio unidimensional, separados 10.000m calcular la deriva relativa de los relojes de los satélites si el mensaje llega al mismo tiempo a un receptor situado a 3000m del primero y en línea entre los dos satélites.
- 6.5 μ s
 - 13 μ s.**
 - 23 μ s.
 - 46 μ s.
8. Las señales del VOR y sus características son:
- Portadora de 112-118MHz, subportadora 9960Hz que modula a la portadora en AM al 20%, señal de navegación de 30Hz modulando en AM al 20% y la de FM a la subportadora con una desviación de frecuencia máxima de 580Hz y el indicativo de

VERSIÓN 1

- la estación formado por 3 letras en código morse a 1020Hz modulando en AM a la portadora al 10%.
- b. Portadora de 112-118MHz, subportadora 9960Hz que modula a la portadora en AM al 20%, señal de navegación de 30Hz modulando en AM al 20% y la de FM a la subportadora con una desviación de frecuencia máxima de 580Hz y el indicativo de la estación formado por 3 letras en código morse a 1020Hz modulando en AM a la portadora al 20%.
- c. Portadora de 112-118MHz, subportadora 9960Hz que modula a la portadora en AM al 30%, señal de navegación de 30Hz modulando en AM al 30% y la de FM a la subportadora con una desviación de frecuencia máxima de 480Hz y el indicativo de la estación formado por 3 letras en código morse a 1020Hz modulando en AM a la portadora al 10%.
- d. Portadora de 112-118MHz, subportadora 9960Hz que modula a la portadora en AM al 30%, señal de navegación de 30Hz modulando en AM al 30% y la de FM a la subportadora con una desviación de frecuencia máxima de 480Hz y el indicativo de la estación formado por 3 letras en código morse a 1020Hz modulando en AM a la portadora al 30%.
9. Una estación VOR tiene un índice de modulación efectiva del 30% en un punto ubicado a 10NM de la estación, el nivel de señal de portadora es de $30\mu\text{V/m}$, calcular la señal de la banda lateral combinada si el desfase entre portadora y banda lateral es de 60° .
- a. $18/\sqrt{3}\mu\text{V/m}$
- b. $18\mu\text{V/m}$
- c. $18/\sqrt{2}\mu\text{V/m}$
- d. $9/\sqrt{3}\mu\text{V/m}$
10. Tipos de interrogaciones o llamadas modo S:
- a. Llamada general en Modo S solamente:
- b. Radiodifusión:
- c. Llamada selectiva:
- d. Todas
11. ¿Con cuanta antelación necesita ATC ser informado de la salida de un vuelo?
- a. Al menos 30 minutos antes de la salida del vuelo.
- b. Al menos 1 hora antes de la salida del vuelo.
- c. Al menos 40 minutos antes de la salida del vuelo.
- d. Al menos 20 minutos antes de la salida del vuelo
12. La navegación espacial consiste en:
- a. Sumar, en el punto de recepción, campos electromagnéticos radiados por caminos separados pero de frecuencia coherente.
- b. Sumar, en el punto de transmisión, campos electromagnéticos radiados por caminos separados pero de frecuencia coherente.
- c. Sumar, en el punto de transmisión, campos electromagnéticos radiados por caminos separados pero de frecuencia no coherente.
- d. Sumar, en el punto de recepción, campos electromagnéticos radiados por caminos separados pero de frecuencia no coherente.
13. Sobre el error dual, cuál de las siguientes afirmaciones es cierta

VERSIÓN 1

- a. Solo puede existir un desequilibrio en los lóbulos de una de las bandas laterales combinada.
- b. Cuando se produce un error cuantal simple, su valor máximo estará a 90° en sentido anti-horario del lóbulo que radia más energía y el valor mínimo estará a 90° en sentido anti-horario del lóbulo que radia menos energía.
- c. Las dimensiones de la antena receptora no son compatibles con la frecuencia transmitida por la estación.
- d. Ninguna de las anteriores.

14. Cual es el objeto de la señal de banda lateral

- a. Es conseguir un nulo en la trayectoria de descenso (GP) o de guiado (LZ).
- b. Es producir una diferencia en profundidad de modulación (DDM, difference Depth Modulation) entre las señales de navegación de 90 y 150 Hz.
- c. Es conseguir que la diferencia de profundidad de modulación sea función de la separación angular del receptor respecto de la superficie de referencia del receptor en el sector de sensibilidad.
- d. Todas las anteriores son correctas.

15. Estructura de las tramas del mensaje de navegación GPS

- a. El formato del mensaje contiene 1500bits (1 trama) que se emite a 50 bps, cada trama está formada por 5 subtramas de 300 bits y cada subtrama por 10 palabras de 30 bits.
- b. El formato del mensaje contiene 1500bits (1 trama) que se emite a 100 bps, cada trama está formada por 5 subtramas de 300 bits y cada subtrama por 10 palabras de 30 bits.
- c. El formato del mensaje contiene 2500bits (1 trama) que se emite a 50 bps, cada trama está formada por 5 subtramas de 500 bits y cada subtrama por 10 palabras de 50 bits.
- d. El formato del mensaje contiene 3500bits (1 trama) que se emite a 50 bps, cada trama está formada por 5 subtramas de 700 bits y cada subtrama por 10 palabras de 70 bits.

16. Si una aeronave se encuentra volando hacia una estación CVOR con derrota magnética 180° , la señal de referencia y variable se encuentran:

- a. En fase.
- b. En contrafase.
- c. Diferencia entre la fase inicial de la subportadora y la de referencia.
- d. La diferencia entre la fase inicial de la señal variable y el azimut.

17. Identifique los términos de la siguiente ecuación correspondientes al campo eléctrico de la señal de portadora de un CVOR:

$$\vec{E}_c = \frac{\vec{E}_{c0}(\theta)}{4\pi r} \left[1 + m_s \cos \left(\underbrace{\omega_N \tau + \frac{\Delta\omega_S}{\omega_N} \text{sen}(\omega_N \tau + \varphi_N)}_X \right) + \underbrace{\frac{E_{SB0}}{E_{C0}} \cos(\omega_N \tau + \varphi - \varphi_0)}_Y \right] e^{j(\omega t - kr)}$$

- X es el término correspondiente a la señal variable e Y es el correspondiente a la señal de referencia.
- X es el término de la modulación en fase de la señal de referencia e Y es el correspondiente a la señal variable.
- X es el término de la modulación en fase de la señal variable e Y es el correspondiente a la señal de referencia.
- Ninguna de las anteriores es correcta

18. La profundidad de modulación de las señales de navegación en la señal de portadora:

- Es igual para las señales de 90 y de 150Hz.
- Es la amplitud de portadora entre la de banda lateral combinada de 90Hz para o de 150Hz.
- Es la banda lateral combinada de 90Hz entre la banda lateral combinada de 150Hz.
- Es la banda lateral combinada de 90Hz menos la de 150Hz entre la amplitud de portadora.

19. El Sistema de Mensajería Aeronáutica incluye la siguiente información:

- Información sobre planes de vuelo,
- Todas son correctas
- Información Meteorológica
- Otros tipos de información para multitud de servicios (información de compañías aéreas, información del ejército)

20. ANULADA.

21. Error cuadrantal es debido a:

- Una falta de cuadratura entre las señales de 30Hz de las bandas laterales combinadas, a un fasado de señal de baja frecuencia de la banda lateral respecto de la portadora o a un desequilibrio de potencias de las bandas laterales combinadas.
- Una falta de cuadratura entre las señales de 30Hz de las bandas laterales combinadas, a un fasado de señal de radiofrecuencia de alguna de las bandas laterales respecto de la portadora o a un desequilibrio de potencias de las bandas laterales combinadas.
- Este error es siempre máximo en las bisectrices y mínimo en los puntos cardinales.
- Ninguna de las anteriores es correcta.

22. ¿Cuál de las siguientes afirmaciones es correcta?

- El control de área se lleva a cabo por los pilotos ya que son capaces de ver y detectar el tráfico existente.
- El control de área se lleva mediante el uso del radar en todos los casos.
- El control de área se lleva a cabo mediante control por procedimientos.
- El control de área en Europa es llevado a cabo mediante el uso del radar pero aún se utiliza el control por procedimientos en algunas zonas.

VERSIÓN 1

23. Un error en la posición de la trayectoria de descenso de una aeronave en su fase de aproximación final donde ni el piloto ni los equipos contribuyen a dicho error, corresponde a un fallo de:

- a. Disponibilidad.
- b. Integridad.
- c. Fiabilidad.
- d. Ninguna de las anteriores es correcta.

24. Un receptor VOR tiene una relación entre las amplituden de las dos bandas lateras combinadas de 0.8, calcular el ángulo respecto del norte magnético en el que se encuentra la aeronave:

- a. $\text{atan}(1/9)$
- b. $\text{atan}(9)$
- c. $\text{acos}(9)^\circ$
- d. $\text{acos}(1/9)^\circ$

25. El principio de funcionamiento del localizador y de la senda de descenso:

- a. Consiste en conseguir que la diferencia en profundidad de modulación entre las señales de navegación de 90 y de 150 Hz en la trayectoria deseada sea igual a 0 a través de una modulación en frecuencia de las señales de 90 y 150 Hz.
- b. Es análogo, consiste en conseguir que la diferencia profundidad de modulación entre las señales de navegación de 90 y de 150 Hz en la trayectoria deseada sea igual a 0, aunque su frecuencia de portadora y sistema radiante son diferentes.
- c. Consiste en conseguir que exista un máximo del diagrama de portadora en la trayectoria deseada.
- d. Consiste en transmitir dos diagramas de radiación, uno denominado de portadora donde la señal de portadora es modulada en frecuencia con dos señales de 90 y 150 Hz y otro de bandas laterales en el que se transmite solamente banda lateral combinada de las señales de 90 y de 150 Hz.

26. Características nominales de la constelación del GPS

- a. 24 Satélites (4 por orbita) Altitud 10.000km, periodo 24h, inclinación 55 grados, vida útil 7.5 años.
- b. 24 Satélites (6 por orbita) Altitud 20.200km, periodo 11h 56m, inclinación 55 grados, vida útil 7.5 años.
- c. 24 Satélites (4 por orbita) Altitud 20.200km, periodo 11h 56m, inclinación 55 grados, vida útil 7.5 años.
- d. 22 Satélites (2 por orbita) Altitud 10.200km, periodo 15h 56m, inclinación 55 grados, vida útil 7.5 años.

27. Los Servicios de Radiodifusión ATIS transmite la siguiente información:

- a. Información meteorológica e información operacional
- b. Información meteorológica y horas de aterrizaje y despegue
- c. Información meteorológica exclusivamente
- d. Autorizaciones de aterrizaje y despegue

28. ANULADA.

29. Los sistemas radiantes del localizador y la senda de descenso:

- a. Están formados por una red de antenas que radia campos electromagnéticos mediante polarización horizontal.

- b. Son diagramas pares e impares respectivamente.
- c. Está formado por dos diagramas impares en el caso del localizador y un diagrama par y otro impar para la senda de descenso.
- d. Están formados únicamente por un número par de antenas.

30. El problema de segunda vuelta se soluciona con

- a. "stagger" (PRF no constante)
- b. Técnica de ventana deslizante
- c. estabilidad cronológica en la interrogación
- d. Todas las anteriores

31. En lo referente a la modulación de las señales del VOR:

- a. En la modulación en amplitud, la información es la envolvente de la señal de radiofrecuencia modulada.
- b. En la modulación en frecuencia del VOR convencional es debido a las señales emitidas por las antenas periféricas.
- c. En el equipo transmisor de un VOR convencional, las señales de navegación se producen únicamente mediante modulaciones en amplitud.
- d. La modulación doppler se consigue empleando antenas giratorias direccionales.

32. El control de aproximación da al piloto los detalles de la aproximación. ¿Cuál de las siguientes informaciones no se facilitan mediante comunicaciones RT?

- a. Meteorología.
- b. El tipo de aproximación.
- c. QNH.
- d. Pista en uso.

33. Cual de las siguientes afirmaciones es cierta:

- a. Cuanto mayor es la variación temporal en $t=0$ de la fiabilidad mayor será la probabilidad de fallo en ese instante.
- b. La tasa de reparaciones juega un papel importante en el cálculo de la fiabilidad.
- c. Los equipos electrónicos tienen una tasa de fallos de forma exponencial negativa.
- d. La tasa de fallos depende del número de equipos de que dispone la instalación.

34. Causas del error octantal de una estación VOR convencional:

- a. Las dimensiones de la antena receptora no son compatibles con la frecuencia transmitida por la estación.
- b. Desequilibrio producido por un exceso de potencia de la señal de portadora respecto de la señal de banda lateral.
- c. Desequilibrio producido porque las dimensiones de la antena emisora no son compatibles con la frecuencia transmitida por la estación.
- d. Desequilibrio producido por un fasado de las bandas laterales con respecto a la portadora.

35. El Servicio móvil aeronáutico son las comunicaciones de voz entre:

- a. estaciones aeronáuticas y estaciones de aeronave
- b. entre estaciones aeronáuticas y dispositivo de salvamento;
- c. entre estaciones aeronáuticas y estaciones de aeronave, en el que también pueden participar dispositivo de salvamento, las estaciones de radiobaliza de localización de siniestros que operen en las frecuencias de socorro y de urgencia designadas.

VERSIÓN 1

- d. entre estaciones aeronáuticas y estaciones de aeronave, en el que también pueden participar estaciones de información meteorológica y centros de operación de aerolíneas.

36. Un fallo de integridad se produce cuando:

- a. La unidad transmisora emite una señal fuera de tolerancias y la unidad monitora no genera alerta ninguna.
- b. La unidad transmisora y monitora dejan de funcionar a la misma vez.
- c. La unidad transmisora deja de funcionar y la unidad monitora no conmuta al transmisor secundario.
- d. La unidad transmisora funciona correctamente mientras que la unidad monitora deja de funcionar.

37. Un equipo de tierra DME transmite en la frecuencia de 1151 MHz, ¿Cuál será la frecuencia que transmite el equipo de a bordo que tiene sintonizada esta estación?

- a. 1088 MHz.
- b. 1151 MHz.
- c. 1211 MHz.
- d. 1101 MHz.

38. Las efemérides son:

- a. Información de posición de la constelación de satélites.
- b. La Información del estado de la ionosfera.
- c. Información útil para la determinación de la posición que contiene datos de salud del satélite como: su posición en el espacio, hora atómica...
- d. Ninguna de las anteriores es correcta.

39. Un VOR/DME dispone de una configuración dual formado por un supervisor y dos transmisores, se puede decir por lo tanto que:

- a. La integridad será mayor que en configuración simple.
- b. La disponibilidad será menor que en configuración simple.
- c. La fiabilidad será mayor que en configuración simple.
- d. Ninguna de las anteriores es correctas.

40. Calcular el índice de modulación de una señal VOR sabiendo que la potencia de la señal modulada recibida es de 81pw y la de bandas laterales 9pw y siendo ambas señales de radiofrecuencia coherentes con un desfase de 60° eléctricos.

- a. $(\sqrt{3}/2)/3$
- b. $(\sqrt{3}/2)3$
- c. 3/2
- d. 1/6