

Fonaments dels sistemes de radionavegació

José López Vicario

PID_00185442



Els textos i imatges publicats en aquesta obra estan subjectes –llevat que s'indiqui el contrari– a una llicència de Reconeixement-NoComercial-SenseObraDerivada (BY-NC-ND) v.3.0 Espanya de Creative Commons. Podeu copiar-los, distribuir-los i transmetre'ls públicament sempre que en citeu l'autor i la font (FUOC. Fundació per a la Universitat Oberta de Catalunya), no en feu un ús comercial i no en feu obra derivada. La llicència completa es pot consultar a <http://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/3.0/es/legalcode.ca>

Índex

Introducció	5
Objectius	6
1. Sistemes de coordenades i projeccions	7
1.1. El·lipsoide de referència	7
1.2. Coordenades geogràfiques	9
1.3. Coordenades cartesianes	10
1.4. Conversió de coordenades	11
1.5. Sistemes de projecció	13
2. Sistemes de radionavegació terrestres	15
2.1. Radiofars	15
2.1.1. Radiobalisa no direccional (NDB, <i>non-directional beacon</i>)	15
2.1.2. Sistema VOR (VHF, <i>omnidirectional range</i>)	20
2.1.3. Equip de mesura de distància (DME, <i>distance measurement equipment</i>)	23
2.1.4. Navegació aèria tàctica (TACAN, <i>tactical air navigation</i>)	26
2.1.5. CONSOL	28
2.2. Sistemes de navegació hiperbòlics	29
2.2.1. DECCA	29
2.2.2. Navegació de llarg abast (LORAN)	35
2.2.3. GEE	41
2.2.4. Omega	42
2.3. Sistemes d'aproximació i aterratge	45
2.3.1. Sistemes de control aeri: radars primaris i secundaris ...	45
2.3.2. Sistemes d'ajuda a l'aterratge	49
3. Sistemes de radionavegació per satèl·lit	54
3.1. Arquitectura dels sistemes de radionavegació per satèl·lit	54
3.2. Fonaments de mecànica orbital	56
3.3. Sistemes amb cobertura global	62
3.3.1. GLONASS	62
3.4. Sistemes amb cobertura regional	64
3.4.1. STARFIX	65
3.4.2. QZSS	65
3.4.3. Beidou i COMPASS	65
Resum	67

Exercicis d'autoavaluació.....	71
Solucionari.....	74
Abreviatures.....	75
Bibliografia.....	76

Introducció

Els sistemes de radionavegació són sistemes de posicionament que estimen la posició d'un blanc o terminal d'usuari utilitzant senyals de ràdio. Aquests sistemes es van començar a desenvolupar a l'inici del segle XX i continuen essent encara de gran utilitat en multitud d'aplicacions. Es classifiquen en sistemes de radionavegació terrestres i sistemes de radionavegació per satèl·lit, depenent de si s'usen estacions terrestres per a enviar/rebre els senyals de ràdio, com en el primer cas, o si es recorre a constel·lacions de satèl·lits, com en el segon cas.

En aquest mòdul es presenten els sistemes de radionavegació. En primer lloc, no obstant això, es descriuen els sistemes de coordenades i els sistemes de projecció més utilitzats en radionavegació. Fet això, es passen a descriure els sistemes de radionavegació terrestres més coneguts, i es classifiquen en dos grups segons el principi de funcionament: els radiofars i els sistemes hiperbòlics. Seguidament, s'introdueix un altre tipus de sistemes utilitzats en aeroports per a gestionar el control d'aproximació de les aeronaus i proporcionar ajuda als pilots en les tasques d'aterratge. Finalment, el mòdul conclou presentant els sistemes de radionavegació per satèl·lit. Concretament es proporciona una descripció general dels sistemes de radionavegació per satèl·lit més importants, i a més s'introdueixen els conceptes bàsics i algunes nocions de mecànica orbital.

Objectius

Els objectius d'aquest mòdul són els següents:

- 1.** Presentar els sistemes de coordenades i projeccions més utilitzats en radionavegació.
- 2.** Descriure els sistemes de radionavegació terrestre basats en radiofars i els sistemes hiperbòlics més coneguts.
- 3.** Mostrar els sistemes utilitzats en aeroports per al control d'aproximació i ajuda per a l'aterratge d'aeronaus.
- 4.** Introduir els conceptes bàsics dels sistemes de radionavegació per satèl·lit i de mecànica orbital.
- 5.** Presentar els sistemes de navegació per satèl·lit de cobertura global i regional més importants.

1. Sistemes de coordenades i projeccions

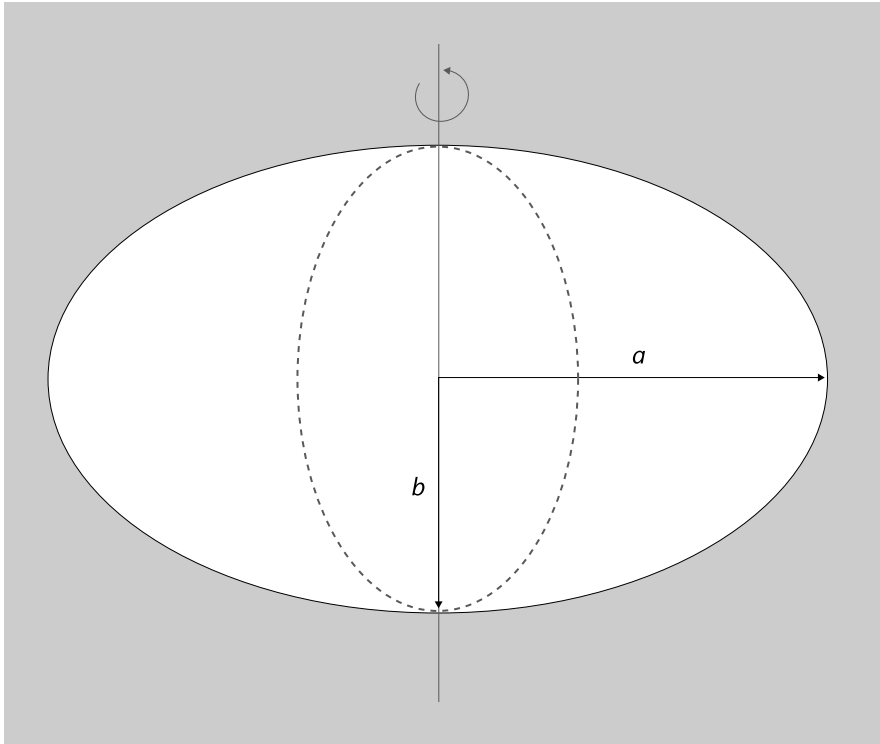
Els sistemes de radionavegació tenen com a objectiu determinar la posició del blanc o usuari mitjançant l'ús de senyals de ràdio. Per dur a terme aquest propòsit, és necessari definir un sistema de coordenades per a referenciar les mesures obtingudes a partir dels senyals de ràdio i, una vegada obtinguda la posició, representar-la en el sistema de coordenades considerat. En aquest apartat es presenten els sistemes de coordenades més utilitzats.

1.1. El·lipsoide de referència

Abans de presentar els sistemes de coordenades, és necessari introduir algunes qüestions sobre la representació de la Terra. És sabut que la Terra no és una esfera perfecta. Més concretament, presenta una forma irregular difícilment representable. No obstant això, per a aquells casos en què el sistema de coordenades s'utilitza per a indicar un punt en la superfície del planeta, és necessari poder utilitzar una figura que la representi de manera senzilla i precisa. En el cas dels sistemes que presentarem a continuació, la figura que s'utilitza és la coneguda com a el·lipsoide de referència.

L'el·lipsoide **de referència** és una figura que consisteix en un el·lipsoide de revolució que s'obté a partir de la rotació d'una el·lipse sobre el seu eix menor, i aquest eix és paral·lel a l'eix de rotació de la Terra. Quant a l'eix major, l'el·lipsoide de referència està normalment definit en el pla assenyalat per l'equador (figura 1).

Figura 1. El·lipsoides de referència



Per tant, els el·lipsoides de referència es poden caracteritzar pels valors de l'eix major (a) i de l'eix menor (b), la relació dels quals ens dóna el factor d'aplanament (f) calculat com:

$$f = \frac{a-b}{a} \quad (1)$$

Atès el caràcter irregular de la Terra, hi ha diferents el·lipsoides de referència que serveixen per a representar unes parts del planeta, mentre que perden tot el valor per a representar-ne d'altres. Com a resultat hi ha un gran nombre d'el·lipsoides utilitzats segons la zona que es vulgui representar; se'n recullen alguns exemples en la taula 1. No obstant això, amb tal de poder unificar els sistemes de posicionament i poder oferir solucions de posició a escala global, s'utilitza com a referència l'el·lipsoides considerat pel sistema *world geodetic system-84* (WGS-84).

Taula 1. Exemples d'el·lipsoides de referència

El·lipsoides	a (m)	$1/f$	Zona
Clarke 1880	6.378.249,145	293,465	Amèrica del nord
Everest	6.377.301,243	300,8017	Índia
Internacional 1924	6.378.388	297,00	Paraguai, Brasil
Krassovsky 1940	6.378.245	298,30	Antiga Unió Soviètica
WGS84	6.378.137	298,257223563	Emprat per GPS

Una vegada presentat l'el·lipsoide de referència, passem a descriure els sistemes de coordenades més utilitzats en radionavegació, que són les coordenades geogràfiques i les cartesianes.

1.2. Coordenades geogràfiques

Les coordenades geogràfiques són un tipus de sistema de coordenades que es basa a considerar un el·lipsoide de referència. En aquest el·lipsoide es diferencien els paral·lels dels meridians.

Els **paral·lels** són els cercles en l'el·lipsoide resultants d'anar tallant l'el·lipsoide amb plans paral·lels al pla de l'equador. Els **meridians**, d'altra banda, són les el·lipses resultants d'anar tallant l'el·lipsoide amb els plans ortogonals al pla de l'equador que passen pels pols.

Dels meridians existents, se n'escull un com a referència. Normalment s'escull el meridià de Greenwich, encara que cal comentar que WGS-84 usa el meridià de referència de l'International Earth Rotation Service (IERS) situat uns 100 m a l'est. Fet això, es posiciona el blanc usant tres coordenades:

- latitud (φ),
- longitud (λ), i
- altura el·lipsoïdal (h).

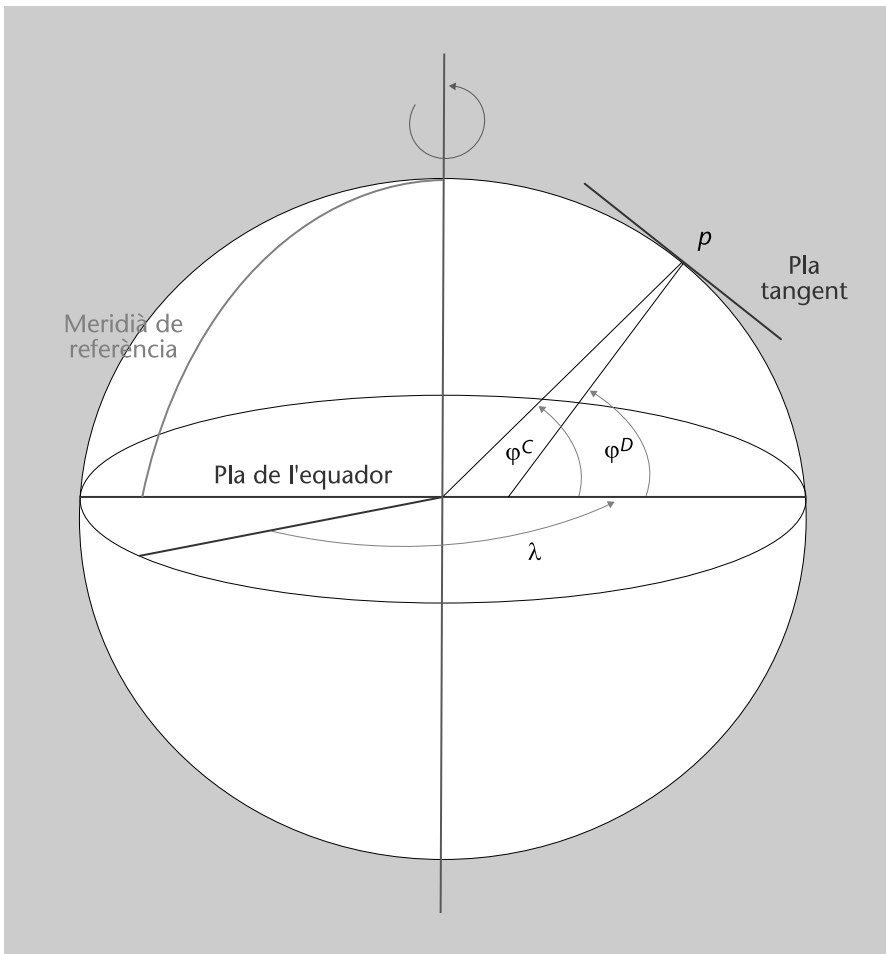
La **longitud** és l'angle que es forma entre un meridià de referència i el meridià on es troba el punt.

Quant a la latitud, hi ha dues maneres de considerar-la, i d'això neixen dos tipus de coordenades geogràfiques:

- **Coordenades geogràfiques geocèntriques:** en aquest tipus, la latitud es mesura com l'angle existent entre la direcció del radi en el punt per posicionar (p) i el pla de l'equador. És a dir, en aquest cas es considera el centre de la Terra per a determinar la latitud.
- **Coordenades geogràfiques geodèsiques:** en aquest cas la latitud es mesura com l'angle existent entre la normal al pla tangent a l'el·lipsoide en el punt per posicionar (p) i el pla de l'equador.

En la figura 2 es pot observar una representació dels sistemes de coordenades comentats, en què s'ha diferenciat la latitud del sistema geocèntric (φ^C) del geodèsic (φ^D).

Figura 2. Sistemes de coordenades geogràfiques geocèntriques i geodèsiques



La tercera coordenada, és a dir, l'altura el·lipsoïdal (h), entra en joc en el cas que el blanc no estigui situat en la mateixa superfície de l'el·lipsoide de referència.

L'altura el·lipsoïdal (h) és la distància entre la superfície de l'el·lipsoide i el punt per posicionar.

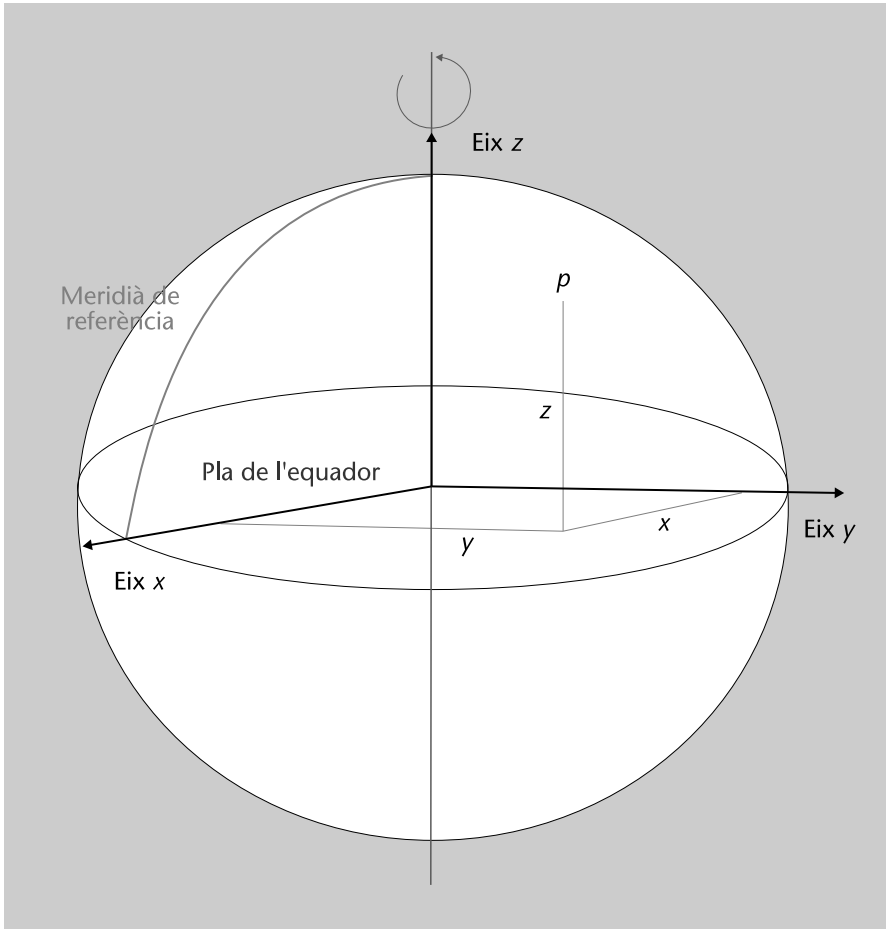
Observació

Noteu que en el cas del punt p de la figura 2 la coordenada h valdria 0.

1.3. Coordenades cartesianes

En les coordenades cartesianes se sol considerar el centre de la Terra com a referència. En concret, es posiciona el punt usant un sistema de coordenades cartesià tridimensional, és a dir, emprant les coordenades (x, y, z). Normalment, l'eix z coincideix amb l'eix de rotació de la Terra, i el pla x - y es troba en el pla de l'equador, i l'eix x coincideix amb el meridià que es pren de referència i l'eix y situat 90° a l'est (figura 3).

Figura 3. Sistemes de coordenades cartesianes



1.4. Conversió de coordenades

En els subapartats anteriors s'han presentat els sistemes de coordenades més utilitzats en radionavegació. A causa de la varietat de sistemes i l'ús dependent del tipus d'aplicació, hi ha la necessitat de poder fer conversions entre els sistemes de coordenades. A continuació es descriuen els processos de conversió entre els sistemes de coordenades geogràfiques geocèntriques, geodèsiques i cartesianes:

- **Conversió entre coordenades geogràfiques geocèntriques i cartesianes.**

Partint de les coordenades geogràfiques **geocèntriques** (φ^C , λ , h) es poden obtenir fàcilment les coordenades cartesianes (x , y , z) utilitzant la transformació següent:

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = r \begin{pmatrix} \cos\varphi^C \cos\lambda \\ \cos\varphi^C \sin\lambda \\ \sin\varphi^C \end{pmatrix} \quad (2)$$

en què r és la suma de l'altura el·lipsoïdal, h , i la distància entre el centre de coordenades geocèntriques (és a dir, el centre de la Terra) i la superfície de l'el·lipsoide de referència on es projecta la posició del blanc, r_e :

$$r = h + r_e \quad (3)$$

Per tant, r_e dependrà de l'el·lipsoide de referència seleccionat. En alguns casos, es pren una esfera amb radi r_e igual al radi mitjà de la Terra com a el·lipsoide de referència, i se simplifica en gran mesura el procés de conversió.

Per dur a terme el procés de conversió contrari s'ha de fer la transformació següent:

$$\begin{pmatrix} \varphi^C \\ \lambda \\ r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \operatorname{atan}\left(\frac{z}{\sqrt{x^2+y^2}}\right) \\ \operatorname{atan}\left(\frac{y}{x}\right) \\ \sqrt{x^2+y^2+z^2} \end{pmatrix} \quad (4)$$

Noteu que es treballa de nou amb el paràmetre r . Per a obtenir l'altura el·lipsoïdal, cal determinar quin és el valor de r_e segons la posició del blanc i, una vegada fet això, fer el càlcul $h = r - r_e$.

- **Conversió entre coordenades geogràfiques geodèsiques i cartesianes.** En aquest cas la transformació que s'ha de fer per a passar de coordenades geogràfiques geodèsiques (φ^D, λ, h) a cartesianes (x, y, z) és la següent:

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (N_\varphi + h)\cos\varphi^D\cos\lambda \\ (N_\varphi + h)\cos\varphi^D\sin\lambda \\ (N_\varphi(1 - e^2) + h)\sin\varphi^D \end{pmatrix} \quad (5)$$

en què N_φ i e es defineixen com:

$$\begin{aligned} N_\varphi &= \frac{a}{\sqrt{1 - e^2\sin^2\varphi^D}} \\ e &= \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a} \end{aligned} \quad (6)$$

Quant al pas de coordenades cartesianes a geodèsiques, s'ha de fer el procés de transformació següent:

$$\begin{pmatrix} \varphi^D \\ \lambda \\ h \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \operatorname{atan}\left(\frac{z}{\sqrt{x^2+y^2}}\right) \left(1 - e^2 \frac{N_\varphi}{N_\varphi + h}\right) \\ \operatorname{atan}\left(\frac{y}{x}\right) \\ \frac{\sqrt{x^2+y^2}}{\cos\varphi^D} - N_\varphi \end{pmatrix} \quad (7)$$

Noteu que la transformació anterior no es pot calcular directament, ja que N_φ depèn de φ^D , i φ^D és un dels paràmetres per determinar. Per tant, aquesta transformació s'ha de resoldre mitjançant l'ús d'un mètode iteratiu.

Exemple de conversió de coordenades

Es coneix la posició d'un blanc en coordenades geogràfiques geocèntriques. Concretament, se sap que la posició està determinada per les coordenades $\varphi^C = 0^\circ$, $\lambda = 7^\circ$ i $h = 385$ m. Tenint en compte que es considera l'el·lipsoide de Krassovsky i que es pren com a referència el meridià de Greenwich, determineu la posició del blanc en coordenades cartesianes.

Solució

Tal com s'ha vist en teoria, la conversió de coordenades es pot dur a terme utilitzant la transformació següent:

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = r \begin{pmatrix} \cos\varphi^C \cos\lambda \\ \cos\varphi^C \sin\lambda \\ \sin\varphi^C \end{pmatrix} \quad (8)$$

Abans, no obstant això, s'ha de determinar el valor de r . Sabent que:

$$r = h + r_e \quad (9)$$

s'ha de calcular en primer lloc el valor de r_e , que és la distància entre el centre de coordenades geocèntriques i la superfície de l'el·lipsoide de referència on es projecta la posició del blanc. En estar situat el blanc en $\varphi^C = 0^\circ$, tenim que la distància r_e és igual al semi-eix major de l'el·lipse, a , ja que la línia que uneix el centre de la Terra i la superfície de l'el·lipsoide passa per l'equador. Per tant, sabent que s'utilitza l'el·lipsoide de Krassovsky, r_e és igual a 6.378.245 m i, conseqüentment, tenim:

$$r = h + r_e = 385 + 6.378.245 = 6.378.630 \text{ m} \quad (10)$$

Fet això, podem aplicar ja el canvi de coordenades com segueix:

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = 6.378.630 \begin{pmatrix} \cos 0^\circ \cos 7^\circ \\ \cos 0^\circ \sin 7^\circ \\ \sin 0^\circ \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 6.331.084,66 \\ 777.359,45 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (11)$$

És a dir, el blanc es troba en les coordenades $x = 6.331.084,66$ m, $y = 777.359,45$ m, $z = 0$ m.

1.5. Sistemes de projecció

En els subapartats anteriors s'han presentat els sistemes de coordenades més utilitzats. Tal com s'ha observat, aquests sistemes es basen a representar la superfície de la Terra amb una superfície geomètrica tridimensional i en l'ús de coordenades tridimensionals. Per a dur a terme la representació de la superfície de la Terra amb eines més còmodes d'utilitzar, com són els mapes (que treballen en un pla), es requereix l'ús de sistemes de projecció. Aquests sistemes s'encarreguen de projectar la representació de la Terra en un pla (de dues dimensions). Lògicament, el mapa resultant sofrirà certes deformacions degudes al fet que s'està projectant una superfície d'una figura tridimensional en un pla. Per aquest motiu, hi ha diferents tipus de projeccions orientades a oferir la màxima precisió possible segons la zona i mida de la Terra que es vulgui representar. Algunes de les projeccions més conegudes són les següents:

1) Projectió de Mercator. La projectió consisteix a introduir la representació esfèrica de la Terra dins d'un cilindre de manera que aquest cilindre és tangent a l'equador (figura 4). Fet això, la superfície terrestre es va projectant en la superfície del cilindre de manera que tant els paral·lels com els meridians acaben formant una sèrie de línies rectes i perpendiculars entre si. Bàsicament, se segueix un procés equivalent a inflar la superfície terrestre del cilindre perquè aquesta vagi ocupant el volum d'aquest i, al mateix temps, vagi imprimint el mapa en la superfície d'aquest cilindre a mesura que es van assolint els límits del volum. Quant al sistema de coordenades utilitzat, es continuen considerant les mesures de longitud i latitud però projectades en el pla. Actualment, aquest tipus de projectió continua essent molt utilitzant en aplicacions de navegació i ofereix una precisió bastant bona en aquelles zones de la Terra properes a l'equador. No obstant això, sofreix grans deformacions en aquelles regions del mapa allunyades de l'equador. Concretament, les deformacions augmenten a mesura que les regions s'apropen als pols.

2) Projectió UTM (universal transversal de Mercator). Aquest tipus de projectió parteix de la projectió de Mercator però s'afegeixen unes modificacions amb la finalitat de solucionar el problema que presenta quant a deformació del mapa resultant. En aquest cas, concretament, es defineixen una sèrie de zones i, depenent de la zona, s'aplica la projectió de manera diferent. És a dir, en el cas de la projectió de Mercator es defineix un cilindre tangent a l'equador de la Terra. En aquest cas, no obstant això, es defineix un cilindre tangent a un meridià, concretament al meridià central de la zona que es vulgui representar. Això es fa amb la finalitat de presentar la mínima deformació possible. Quant a les zones utilitzades per UTM, aquestes es defineixen dividint la Terra tal com es descriu a continuació:

a) Fusos: seguint la direcció oest-est, es divideix la Terra en 60 fusos de 6° de longitud cadascun, i es numera cada fus amb un nombre entre l'1 i el 60 (de manera creixent cap a l'est). A cada fus se li assigna un meridià (el meridià situat més al centre del fus). La intersecció d'aquest fus amb l'equador forma l'origen de coordenades, el qual treballa, a diferència del cas de Mercator, amb dues dimensions expressades en metres (distància en metres cap a la direcció nord i distància en metres cap a la direcció est).

b) Bandes: seguint la direcció sud-nord, es divideix la Terra en 20 bandes de 8° de latitud, i cada banda s'anomena amb una lletra entre la C i la X (de manera creixent cap al nord i exclouent les lletres I i O).

Tenint en compte aquesta divisió en fusos i bandes, a cada zona de la Terra se li assigna un parell fus-banda (per exemple, Barcelona es troba en el parell 31T). Per a cadascuna d'aquestes zones, s'aplica la projectió, prenent com a referència el meridià central d'aquesta zona per a augmentar la precisió del procés. Finalment el mapa total es construeix unint totes les projeccions locals obtingudes.

Gerardus Mercator

La projectió de Mercator va ser ideada per Gerardus Mercator el 1569 i va revolucionar la cartografia.



Figura 4. Representació geomètrica de la projecció de Mercator

2. Sistemes de radionavegació terrestres

Aquest apartat se centra a descriure els sistemes de radionavegació terrestres més significatius entre els existents des de l'inici de l'ús d'aquest tipus de tecnologia.

Es denomina *sistema de radionavegació terrestre* aquell que es basa en l'ús d'estacions terrestres que actuen com a transmissores/receptores i es troben situades en emplaçaments coneguts de la superfície terrestre.

Tal com es veurà al llarg de l'apartat, la posició del blanc es trobarà processant els senyals rebuts d'aquestes estacions en el mòbil, si actuen com a transmissores, o ben tractant els senyals rebuts des del blanc en les diferents estacions, si prenen el paper de receptors.

2.1. Radiofars

Els radiofars són estacions de ràdio terrestres situades en localitzacions fixes que emeten de manera contínua senyals amb l'objectiu d'ajudar a la navegació aèria.

Depenent del tipus de senyals emesos i l'estratègia utilitzada en el receptor per a obtenir la posició, es distingeixen els sistemes següents:

- Radiobalisa no direccional
- VOR
- Equip de mesura de distància
- Navegació aèria tàctica
- CONSOL

2.1.1. Radiobalisa no direccional (NDB, *non-directional beacon*)

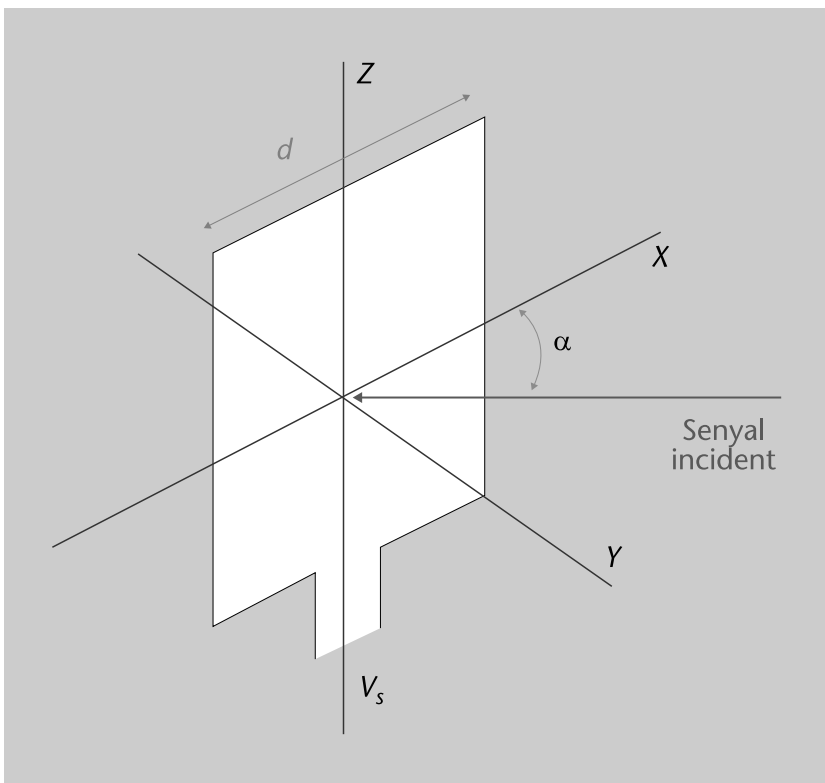
La radiobalisa no direccional¹ és el sistema de radionavegació basat en radiofars més antic. De fet, va ser el pilar bàsic de la navegació aèria en el període entre les dues guerres mundials (1919-1939). El radiofar s'encarrega d'enviar un senyal a una freqüència fixa (una portadora) i aquesta emissió es fa de manera omnidireccional, és a dir, es transmet amb la mateixa potència a totes les direccions.

⁽¹⁾En anglès, *non-directional beacon* (NDB)

Per tant, tot el gruix de les tasques relacionades amb la determinació de la posició es du a terme en el receptor. Aquest es troba situat en el mòbil i s'encarrega de determinar la direcció de propagació de l'ona electromagnètica i, amb això, s'obté la direcció on es troba el radiofar. Aquest procés es coneix com a radiogoniometria, i el sistema més conegut per a dur a terme aquest procés és el sistema ADF². Aquest sistema utilitza una antena de quadre com la mostrada en la figura 5 i obté la posició mesurant la diferència de potencial entre els voltatges induïts en els costats verticals del quadre per l'ona electromagnètica incident (provinent del radiofar).

⁽²⁾ADF són les sigles d'*automatic directional finding*, en català, localitzador direccional automàtic.

Figura 5. Antena de quadre



En concret, si aquests voltatges es poden expressar com:

$$\begin{aligned} V_1 &= V \sin(2\pi ft - \Phi/2) \\ V_2 &= V \sin(2\pi ft + \Phi/2) \end{aligned} \quad (12)$$

en què V és el mòdul del voltatge induït, f és la freqüència de l'ona incident i Φ és la diferència de fases entre els dos voltatges. En concret, aquesta diferència de fase és deguda a la distància entre els costats verticals del quadre, representada en la figura 5 i expressada amb la variable d , i varia en funció de l'angle d'incidència α , tal com es mostra en l'expressió següent (noteu, a més, que s'ha escollit l'eix de l'antena com a centre de fase):

$$\Phi = 2\pi \frac{d \cos(\alpha)}{\lambda} \quad (13)$$

λ és la longitud del senyal incident ($\lambda = c/f$). En calcular la diferència de potencials, és a dir, la tensió a la sortida del quadre, tenim que està determinada per l'expressió:

$$\begin{aligned} V_s &= V_2 - V_1 = V\sin(2\pi ft + \Phi/2) - V\sin(2\pi ft - \Phi/2) \\ &= V\sin(2\pi ft)\cos(\Phi/2) + V\cos(2\pi ft)\sin(\Phi/2) \\ &\quad - V\sin(2\pi ft)\cos(\Phi/2) + V\cos(2\pi ft)\sin(\Phi/2) \\ &= 2V\cos(2\pi ft)\sin(\Phi/2) \end{aligned} \quad (14)$$

en què s'ha utilitzat la identitat trigonomètrica $\sin(A \pm B) = \sin(A)\cos(B) \pm \cos(A)\sin(B)$.

Tenint en compte que $\lambda \gg d$ i, per tant, $\sin(\Phi/2) = \sin(\cos(\alpha)\pi d/\lambda) \approx \cos(\alpha)\pi d/\lambda$, l'expressió anterior es pot aproximar com:

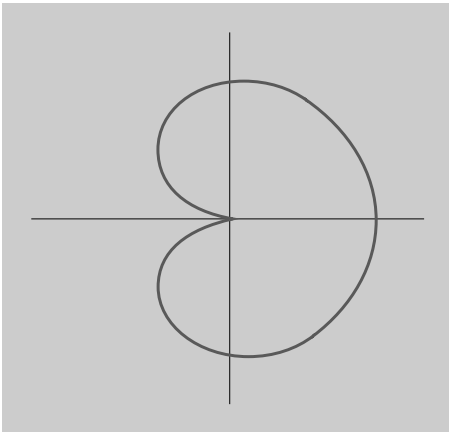
$$V_s = V\frac{2\pi d}{\lambda}\cos(2\pi ft)\cos(\alpha) \quad (15)$$

Com es pot observar, la tensió a la sortida presentarà un màxim d'amplitud quan l'antena està orientada cap a la direcció del senyal provinent del radiofar. El problema d'aquest sistema és que $\alpha = \pi$ presenta també un valor màxim, i llavors apareix una redundància en la solució. Per a evitar això, s'inclou una antena vertical en el receptor, situada a l'eix de l'antena de quadre, i se suma el voltatge induït en aquesta antena, expressat com a V_d , amb el voltatge a la sortida de l'antena de quadre, i s'obté un voltatge total de:

$$\begin{aligned} V_t &= V_d + V_s = V\cos(2\pi ft) + V\frac{2\pi d}{\lambda}\cos(2\pi ft)\cos(\alpha) \\ &= V\cos(2\pi ft)\left(1 + \frac{2\pi d}{\lambda}\cos(\alpha)\right) \end{aligned} \quad (16)$$

Per tant, s'observa que el voltatge a la sortida del sistema complet és un senyal modulad en amplitud en funció de l'angle α . En concret, l'amplitud presenta la forma d'una cardioide (figura 6), $V(1 + a\cos(\alpha))$, amb $a < 1$. D'aquesta manera s'alleuja el problema de la redundància, ja que es tindrà un únic màxim per a $\alpha = 0$ (i es dona aquest màxim quan l'antena quadre està apuntant cap al radiofar) i un únic mínim per a $\alpha = \pi$ (que és quan apunta en la mateixa direcció però amb sentit contrari).

Figura 6. Cardioide representada en coordenades polars ($a = 1$)



El sistema implementat en la pràctica, no obstant això, es basa a detectar el mínim d'amplitud a causa de la sensibilitat més gran que presenta la cardioide en aquesta zona. En concret, l'antena de quadre està connectada a un servomotor i el voltatge de sortida V_t es connecta a un receptor sintonitzat a la freqüència f amb la finalitat de treballar amb l'amplitud (com un receptor d'AM clàssic). Aquest servomotor fa girar l'antena de quadre fins a trobar un mínim d'amplitud, i aquest mínim és oposat per un detector que controla el servomotor de manera automàtica (per això el nom d'*automatic direccional finding*). Originalment, tot aquest procés el feia manualment un operador, i era quan el procés de radiogoniometria en si es coneixia amb el nom de localitzador direccional ràdio³.

Exemple de sistema de radionavegació NDB

Considerem un escenari en què s'utilitza un sistema de radionavegació NDB. En aquest escenari, l'antena de quadre presenta una descompensació en una de les varetes i les tensions rebudes varien del cas teòric. És a dir, estan expressades per les equacions següents:

$$\begin{aligned} V_1 &= V \sin(2\pi ft - \Phi/2) \\ V_2 &= (V + \Delta V) \sin(2\pi ft + \Phi/2) \end{aligned} \quad (17)$$

a) Determineu l'expressió del voltatge a la sortida del sistema complet, V_t , tenint en compte l'escenari proposat.

b) Discutiu l'impacte de la descompensació en tensions en el comportament del sistema. Per a això, identifiqueu els casos més destacats en funció dels possibles valors que pugui prendre ΔV .

Solució

a) En aquest problema s'han de desenvolupar de nou les expressions associades als voltatges mesurats per a tenir en consideració la descompensació de les tensions. Començant amb la diferència de tensions de l'antena quadre, s'obté el resultat següent:

$$\begin{aligned} V_s &= V_2 - V_1 = (V + \Delta V) \sin(2\pi ft + \Phi/2) - V \sin(2\pi ft - \Phi/2) \\ &= V \sin(2\pi ft) \cos(\Phi/2) + V \cos(2\pi ft) \sin(\Phi/2) + \Delta V \sin(2\pi ft + \Phi/2) \\ &\quad - V \sin(2\pi ft) \cos(\Phi/2) + V \cos(2\pi ft) \sin(\Phi/2) \\ &= 2V \cos(2\pi ft) \sin(\Phi/2) + \Delta V \sin(2\pi ft + \Phi/2) \end{aligned} \quad (18)$$

en què s'ha utilitzat la identitat trigonomètrica $\sin(A \pm B) = \sin(A)\cos(B) \pm \cos(A)\sin(B)$.

⁽³⁾En anglès, *radio direccional finding* (RFD).

Usos dels radiofars NDB

Cal comentar que aquests sistemes s'utilitzen actualment per a navegació aèria. En concret, hi ha radiofars NDB situats en els voltants dels aeroports i al llarg de les principals rutes aèries. A més, aquest sistema és de gran utilitat per a guiar els pilots en les maniobres d'aproximació als aeroports quan hi ha visibilitat nul·la o poca. L'abast d'aquests sistemes està normalment entre les 20 i 30 milles nàutiques (aproximadament, 37 i 55 km) i les freqüències utilitzades estan compreses entre 200 i 1.750 kHz. Bàsicament, s'assignen freqüències diferents als radiofars per a poder distingir-los entre si.

Tenint en compte que $\lambda > d$ i, per tant, $\sin(\Phi/2) = \sin(\cos(\alpha)\pi d/\lambda) \approx \cos(\alpha)\pi d/\lambda$, el primer terme de l'expressió anterior es pot aproximar com:

$$2V\cos(2\pi ft)\sin(\Phi/2) \approx V\frac{2\pi d}{\lambda}\cos(2\pi ft)\cos(\alpha) \quad (19)$$

D'altra banda, el segon terme de V_s es pot reescriure de la manera següent:

$$\begin{aligned} \Delta V\sin(2\pi ft + \Phi/2) &= \Delta V\sin(2\pi ft)\cos(\Phi/2) + \Delta V\cos(2\pi ft)\sin(\Phi/2) \\ &\approx \Delta V\sin(2\pi ft) + \Delta V\frac{\pi d}{\lambda}\cos(2\pi ft)\cos(\alpha) \end{aligned} \quad (20)$$

en què s'ha utilitzat l'aproximació anterior i s'ha tingut, a més, en compte, que $\cos(\Phi/2) \approx 1$. Per tant, obtenim com a resultat:

$$V_s = V\frac{2\pi d}{\lambda}\cos(2\pi ft)\cos(\alpha) + \Delta V\sin(2\pi ft) + \Delta V\frac{\pi d}{\lambda}\cos(2\pi ft)\cos(\alpha) \quad (21)$$

Combinant ara la diferència de voltatges en l'antena quadre amb l'antena vertical del receptor, s'obté l'expressió:

$$\begin{aligned} V_t = V_d + V_s &= V\cos(2\pi ft) + V\frac{2\pi d}{\lambda}\cos(2\pi ft)\cos(\alpha) \\ &\quad + \Delta V\sin(2\pi ft) + \Delta V\frac{\pi d}{\lambda}\cos(2\pi ft)\cos(\alpha) \end{aligned} \quad (22)$$

Cal comentar, no obstant això, que el receptor del sistema desmodula el senyal rebut per treballar amb l'amplitud d'aquesta. Per tant, el component en quadratura serà cancel·lat pel sistema de desmodulació i es pot considerar el senyal equivalent següent:

$$\begin{aligned} V_t &= V\cos(2\pi ft) + V\frac{2\pi d}{\lambda}\cos(2\pi ft)\cos(\alpha) \\ &\quad + \Delta V\frac{\pi d}{\lambda}\cos(2\pi ft)\cos(\alpha) \\ &= V\cos(2\pi ft)\left(1 + \frac{2\pi d}{\lambda}\cos(\alpha)\left(1 + \frac{\Delta V}{2V}\right)\right) \end{aligned} \quad (23)$$

en què s'observa que el voltatge a la sortida del sistema complet continua essent un senyal modulad en amplitud en funció de l'angle α , però en aquest cas, aquesta amplitud té l'aspecte següent:

$$V\left(1 + a\left(1 + \frac{\Delta V}{2V}\right)\cos(\alpha)\right) \quad (24)$$

en què s'ha definit $a = \frac{2\pi d}{\lambda}$.

b) Recordem el cas en què les tensions no es troben descompensades, en el qual s'observava que l'amplitud resultant era:

$$V(1 + a\cos(\alpha)) \quad (25)$$

en què l'amplitud té una forma de cardioide amb màxim en $\alpha = 0$ i mínim en $\alpha = \pi$. A més, si recordem la teoria, el sistema es basava a detectar el mínim per a determinar l'orientació de l'aeronau.

En el cas en què les tensions es troben descompensades, s'observa que la forma de l'amplitud resultant és ara:

$$V\left(1 + a\left(1 + \frac{\Delta V}{2V}\right)\cos(\alpha)\right) \quad (26)$$

És a dir, continuem tenint una forma de cardioide però el seu comportament depèn del valor de $\frac{\Delta V}{2V}$.

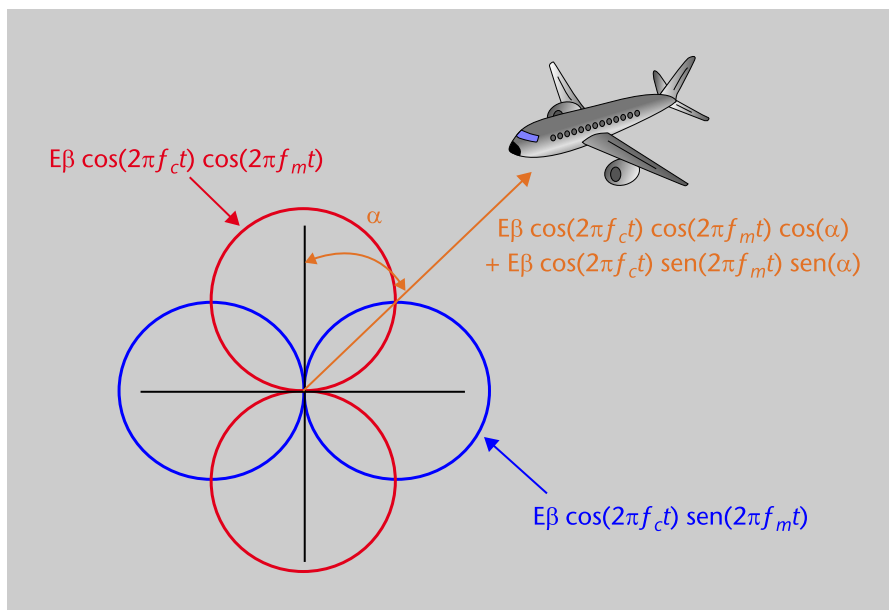
- Si $\frac{\Delta V}{2V} = 0$, el comportament del sistema no varia perquè seria el cas en què no hi ha descompensació de tensions.
- Si $\frac{\Delta V}{2V} = -1$, el sistema no és apropiat per a ser utilitzat en aquest tipus d'aplicacions, ja que l'amplitud no depèn de l'angle α .
- Si $\frac{\Delta V}{2V} > -1$, el sistema continua essent apropiat per a l'aplicació, ja que la forma de cardioide es manté (amb diferents proporcions) i el mínim continua essent per a $\alpha = \pi$.
- Si $\frac{\Delta V}{2V} < -1$, el sistema pot ocasionar problemes, ja que la forma de la cardioide s'inverteix i presenta el mínim en $\alpha = 0$. És a dir, si la diferència de tensions no es coneix i el sistema suposa que el mínim es troba en $\alpha = \pi$, la interpretació que faria en detectar un mínim no seria correcta.

2.1.2. Sistema VOR (VHF, *omnidirectional range*)

Actualment, el VOR (VHF, *omnidirectional range*), dissenyat als Estats Units i estandarditzat internacionalment l'any 1949 per la International Civil Aviation Organization (ICAO), és el més utilitzat al voltant del món. El senyal enviat pel radiofar està comprès en la banda entre 108 i 118 MHz, la qual està al seu torn dividida en canals de 50 kHz. Encara que aquesta banda presenta poques interferències atmosfèriques, un inconvenient que té és que els senyals generats tenen poc abast. Per a alleujar aquest problema, se solen situar els radiofars en zones elevades.

En aquest sistema, el senyal enviat pel radiofar és direccional. Per a això, s'utilitzen dues antenes: una de no direccional i una de direccional formada per dues arestes desfasades 90° entre si (figura 7).

Figura 7. Antena direccional VOR basada en l'ús de dues arestes (desfasades 90°) i representació del senyal rebut en l'aeronau



En concret, s'utilitzen aquestes antenes per a enviar quatre senyals:

1) Una portadora a freqüència f_c mitjançant l'antena no direccional (f_c està compresa entre 108 i 118 MHz segons el canal assignat):

$$E_1 = E \cos(2\pi f_c t) \quad (27)$$

2) Una portadora a la mateixa freqüència f_c modulada per una subportadora a freqüència f_m mitjançant una de les arestes de l'antena direccional (en què f_m és igual a 30 Hz):

$$E_2 = E\beta \cos(2\pi f_c t) \cos(2\pi f_m t) \quad (28)$$

3) Una portadora a la mateixa freqüència f_c modulada per una subportadora a freqüència f_m mitjançant l'altra arista de l'antena direccional. Aquest senyal serà idèntic al generat en el cas 2, però la subportadora presenta un desfasament de 90° respecte a aquest senyal (per aquest motiu, es representa en aquest cas la subportadora amb la funció sinus):

$$E_3 = E\beta \cos(2\pi f_c t) \sin(2\pi f_m t) \quad (29)$$

Noteu que en els senyals 2 i 3 s'introdueix un factor d'atenuació β de valor aproximadament igual a 0,3, d'acord amb requisits de l'estàndard.

4) Un senyal de referència transmès també per l'antena no direccional. En concret, és un senyal a freqüència f_c modulada per una subportadora a freqüència $f_u = 9.960$ Hz que, al seu torn, es presenta modulada en freqüència per un senyal a 30 Hz. Aquest component es coneix com a component FM del senyal VOR. A més, aquest senyal es modula també en amplitud amb un senyal en codi Morse $m(t)$ que viatja en una subportadora amb freqüència $f_i = 1.020$ Hz i amb profunditat de modulació de 0,2. Com a resultat, aquest quart component està determinat per l'expressió:

$$E_4 = E \cos(2\pi f_c t) \left[\delta \cos(2\pi f_u t + \gamma \cos(2\pi f_m t)) + m(t) \cos(2\pi f_i t) \right] \quad (30)$$

en què $\delta = 0,3$ i $\gamma = 16$.

Combinant les contribucions dels senyals 1, 2 i 3, el senyal rebut pel blanc situat en un azimuth d'angle α pel que fa al radiofar està determinat per l'expressió següent (com es representa en la figura 7):

$$\begin{aligned} E_r &= E_1 + E_2 + E_3 \\ &= E \cos(2\pi f_c t) + E\beta \cos(2\pi f_c t) \cos(2\pi f_m t) \cos(\alpha) + E\beta \cos(2\pi f_c t) \sin(2\pi f_m t) \sin(\alpha) \end{aligned} \quad (31)$$

en què E_1 , E_2 i E_3 , fan referència als tres components de senyal descrits en el paràgraf anterior. Noteu que el fet que s'envii un senyal idèntic però amb dos desfasaments diferents (senyals 2 i 3) és el que provoca que el senyal enviat

sigui direccional. Anteriorment, aquest efecte s'aconseguia de manera mecànica, però això es va canviar a la manera electrònica amb la finalitat d'optimitzar el sistema.

Usant la identitat trigonomètrica $\cos(A - B) = \cos(A)\cos(B) + \sin(A)\sin(B)$ l'expressió anterior es pot simplificar com:

$$E_r = E \cos(2\pi f_c t) (1 + \beta \cos(2\pi f_m t - \alpha)) \quad (32)$$

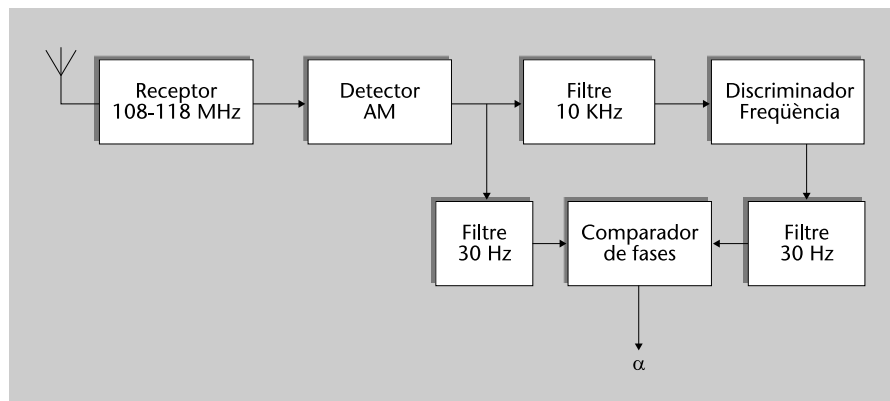
Per tant, s'observa que la contribució dels senyals 1, 2 i 3 dóna com a resultat un senyal que presenta amplitud constant quan $2\pi f_m t - \alpha$ és constant. És a dir, si el mòbil descriu una trajectòria circular al voltant del radiofar amb velocitat angular $d\alpha/dt = 2\pi f_m$ s'observaria el mateix nivell de senyal en el mòbil. Això és perquè els senyals transmesos indueixen electrònicament un diagrama de radiació que varia amb el temps; en concret el feix principal va rotant amb una velocitat angular constant igual a $2\pi f_m$. Per tant, després de desmodular l'amplitud del senyal rebut tenim un tipus de senyal, $E(1 + \beta \cos(2\pi f_m t - \alpha))$, la fase del qual és una funció lineal de l'angle α . Cal comentar que aquesta contribució de senyal es coneix com a component AM del senyal VOR a causa de la seva naturalesa.

Com s'ha comentat anteriorment, als senyals 1, 2 i 3 se li afegeix un component addicional representat pel senyal 4. Aquest component actua com a senyal de referència, i dóna, per tant, un senyal total en el receptor expressat de la manera següent:

$$\begin{aligned} E_t &= E_1 + E_2 + E_3 + E_4 \\ &= E \cos(2\pi f_c t) (1 + \beta \cos(2\pi f_m t - \alpha) + \delta \cos(2\pi f_u t + \gamma \cos(2\pi f_m t)) + m(t) \cos(2\pi f_i t)) \end{aligned} \quad (33)$$

D'una banda, el senyal $f(t)$ en codi Morse serveix per a determinar quin radiofar és el responsable del senyal que s'està rebent. D'altra banda, el senyal modulad en FM serveix per a tenir una fase de referència a l'hora d'estimar l'azimut del mòbil mitjançant la fase del component direccional (senyals 1, 2 i 3). En concret, el receptor d'un sistema VOR compara la fase residual del senyal provinent del component direccional amb la fase del senyal de referència, tal com es pot observar en la figura 8. En concret, la diferència de fases serà directament l'azimut del blanc.

Figura 8. Receptor VOR



Cal comentar que l'error d'un sistema VOR està normalment fitat entre 1° i 5° , i aquest error és principalment a causa d'errors en el receptor (per la diferència dels dos senyals de 30 Hz i imprecisions del detector de fase) i, majoritàriament, per errors provocats per reflexions del senyal amb obstacles propers al transmissor. Per això també els radiofars es col·loquen normalment en zones elevades.

VOR Doppler

L'error induït per reflexions es pot evitar amb una alternativa de disseny coneguda com a VOR Doppler, en què el senyal AM és el que actua com a referència i és en el component FM on s'indueix la variació respecte a l'azimut. En aquest cas, l'error degut a reflexions es pot reduir 10 vegades però el transmissor resultant té més cost i mida.

2.1.3. Equip de mesura de distància (DME, *distance measurement equipment*)

L'equip de mesura de distància⁴ és un sistema que es basa en la mesura de la distància entre el radiofar i l'aeronau, i el seu principi d'operació està basat en la tecnologia radar. Bàsicament, es mesura la distància a partir del temps de propagació que experimenta un pols en recórrer el trajecte anada i tornada aeronau-radiofar-aeronau.

⁽⁴⁾En anglès, *distance measurement equipment* (DME).

Els senyals s'envien usant freqüències portadores en el rang 962-1.213 MHz amb una potència de transmissió en el rang 50-100 W. La cobertura del sistema és de 370 km, i es redueix a 120 km, aproximadament, per a vols amb altures entre els 3.000 i 6.000 metres.

Ús del sistema DME

El sistema DME va ser adoptat per la ICAO per a l'ús internacional en aviació civil el 1959. Actualment se sol utilitzar en conjunt amb el sistema VOR formant l'estàndard ICAO $\rho - \theta$, en què ρ fa referència a la distància proporcionada per DME i θ a l'azimut proporcionat per VOR.

El rang de freqüències utilitzat es divideix en canals d'1 MHz, els quals són assignats de manera diferent segons el mode de funcionament utilitzat: mode X i mode Y. En el mode X, 126 canals són d'interrogació (en la banda 1.025-1.150 MHz) i 126 canals són de resposta (en les bandes 962–1.024 MHz i 1.151-1.213 MHz). El mode Y, que no se sol utilitzar tant i està relacionat amb el sistema TACAN, assigna les interrogacions i respostes en la mateixa banda (1.025-1.150 MHz).

Vegeu també

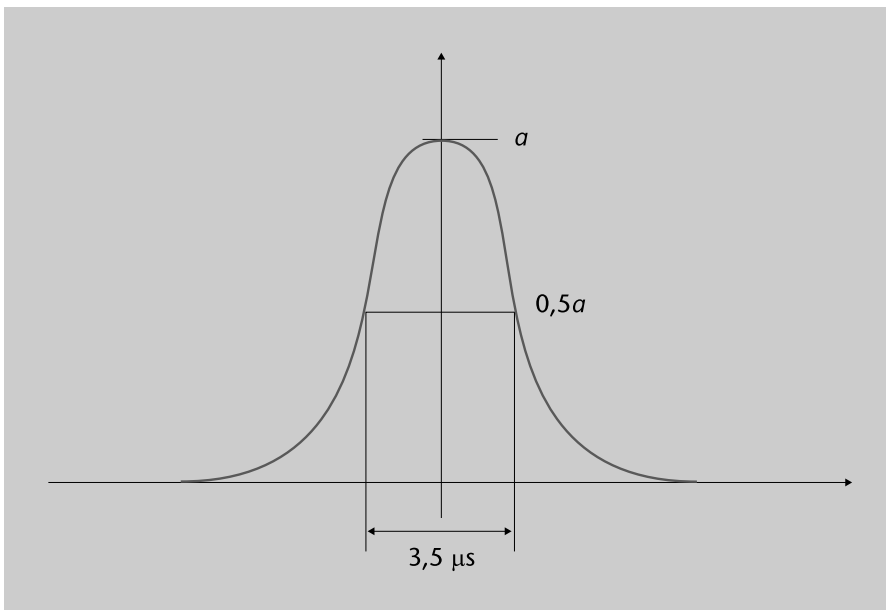
El sistema TACAN s'utilitza en el subapartat 2.1.4 d'aquest mòdul.

Quant al mode de funcionament, es divideix en els passos següents:

1) **Interrogació.** L'aeronau envia un parell de polsos, i cadascun és de $3,5 \mu\text{s}$ d'amplada i de tipus gaussià (com el representat en la figura 9; aquest tipus de pols és utilitzat perquè redueix l'amplada de banda ocupada per a la transmissió). Aquests polsos es troben separats entre si:

- $12 \mu\text{s}$ en el mode X.
- $36 \mu\text{s}$ en el mode Y.

Figura 9. Pols DME

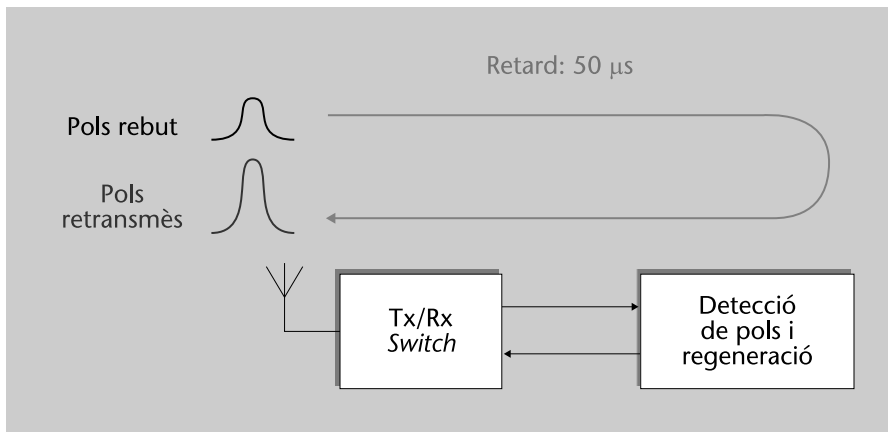


2) **Resposta.** El radiofar rep els polsos d'interrogació, els regenera i els retransmet a l'aeronau amb un temps de separació de:

- $12 \mu\text{s}$ en el mode X.
- $30 \mu\text{s}$ en el mode I.

Cal comentar que aquest procés implica un retard addicional d'uns $50 \mu\text{s}$ (tal com es pot observar en la figura 10).

Figura 10. Procés de recepció i regeneració del pols en el radiofar



3) **Estimació de la distància.** L'aeronau rep el pols retransmès pel radiofar i estima la distància, d , a partir del temps existent entre el moment de transmissió i recepció dels polsos, τ . Per a això utilitza l'expressió següent, en què té en compte la velocitat de propagació de les ones electromagnètiques en el buit (igual a $c = 3 \cdot 10^8$ m/s) i, al seu torn, s'aplica la correcció dels $50 \mu\text{s}$:

$$d = c \frac{(\tau - 50 \cdot 10^{-6})}{2} \quad (34)$$

Cal comentar que els radiofars treballen amb freqüències assignades (per a la identificació correcta), mentre que els avions poden seleccionar entre diverses freqüències. Per tant, perquè l'aeronau pugui distingir si la resposta rebuda correspon al seu senyal d'interrogació o al d'una altra aeronau, cada aeronau va adaptant el nombre de senyals d'interrogació enviades per minut i, d'aquesta manera, se centra en les respostes amb la mateixa cadència. Aquest nombre de senyals varia segons si l'aeronau està en fase de cerca o de seguiment. En el primer cas, el ritme de senyals no supera les 150 interrogacions/s, mentre que en el segon cas aquest límit es redueix a 25 interrogacions/s. Tenint en compte que se suposa generalment que les aeronaus dins de la cobertura del radiofar estan en fase de cerca durant el 5% del temps i el 95% restant el dediquen a seguiment, el nombre d'interrogacions per segon que pot rebre el radiofar d'un avió és de 30 interrogacions/s. D'altra banda, els radiofars es dissenyen perquè segueixin un principi d'utilització constant de 3.000 respostes/s. En conseqüència, el nombre d'usuaris que pot servir simultàniament és de 100 aeronaus, i serveix les 100 més properes en el cas que s'excedeixi aquest nombre.

Precisió del sistema DME

La precisió del sistema és de vora 100-300 m i els errors en part estan determinats per la variació que poden sofrir els esperats $50 \mu\text{s}$ de retard en el radiofar i la imprecisió en la detecció dels polsos.

Exemple de sistema DME

En un sistema DME, la distància existent entre una aeronau i l'estació terrestre s'estima mitjançant una expressió que depèn del retard introduït en el procés de resposta, amb un valor entorn de 50 μs . Tal com s'ha comentat en teoria, una de les fonts d'error a l'hora d'estimar la distància prové de variacions en el valor real del retard sofert. Concretament, en la pràctica el retard real és igual a $50 \mu\text{s} + \Delta T$, en què ΔT és la variació soferta en el retard. Amb la finalitat d'analitzar l'impacte d'aquesta variació, en aquest problema es demana:

- Determineu l'expressió de l'error en distància en funció de la variació de retard ΔT .
- Usant l'expressió obtinguda en l'apartat anterior, indiqueu quin és el valor màxim de variació de retard ΔT que pot suportar el sistema per a tenir errors en distància més petites que 300 m.

Solució

Per a resoldre aquest problema, cal recordar que el sistema DME estima la distància usant l'expressió:

$$d = c \frac{(\tau - 50 \cdot 10^{-6})}{2} \quad (35)$$

- En l'expressió de dalt, no obstant això, s'està tenint en compte que el retard en el procés de resposta és exactament igual a aquest valor, però realment aquest valor és igual a $50 \mu\text{s} + \Delta T$. Introduint aquesta consideració en l'expressió, s'obté com a resultat:

$$\begin{aligned} d_{\text{real}} &= c \frac{(\tau - 50 \cdot 10^{-6} + \Delta T)}{2} \\ &= c \frac{(\tau - 50 \cdot 10^{-6})}{2} + c \frac{\Delta T}{2} \\ &= d + c \frac{\Delta T}{2} \end{aligned} \quad (36)$$

Per tant, l'error en distància es pot expressar com:

$$e_d = d_{\text{real}} - d = c \frac{\Delta T}{2} \quad (37)$$

- En el cas que vulguem tenir un error més petit que 300 m, s'ha de complir el següent:

$$e_d = c \frac{\Delta T}{2} < 300 \text{ m} \quad (38)$$

Manipulant l'expressió anterior, s'arriba al resultat següent:

$$\Delta T < 300 \frac{2}{c} = 2 \cdot 10^{-6} \text{ s} \quad (39)$$

És a dir, la variació del retard ha de ser més petita que 2 μs .

2.1.4. Navegació aèria tàctica (TACAN, *tactical air navigation*)

La navegació aèria tàctica⁵ és un sistema de radionavegació que s'utilitza per a donar servei a avions i vaixells militars. En concret, és un sistema dissenyat per les forces aèries nord-americanes, i és àmpliament utilitzat en els EUA i en la resta de països de l'OTAN.

⁽⁵⁾En anglès, *tactical air navigation* (TACAN)

TACAN està format per dos sistemes: la funció de distància (basat en DME) i la funció d'orientació (obtenció d'azimut). Noteu que el sistema de funció de distància utilitza el sistema DME comentat anteriorment. En realitat, DME

va ser originalment dissenyat per a usar-lo en TACAN i posteriorment va ser adoptat per l'OACI per a usar-lo en aviació civil. Quant a les freqüències de treball, TACAN treballa en la banda de DME (962-1.213 MHz). En ser una banda superior a la utilitzada per VOR, es pot implementar el sistema d'orientació de l'aeronau amb una mida d'antena més reduïda, la qual cosa és molt convenient per a aplicacions de tipus militar.

Estacions VORTAC

És comú trobar estacions de tipus VORTAC per a donar servei de radionavegació $\rho - \theta$ tant a usuaris militars com civils. La principal diferència amb les estacions convencionals basades en VOR + DME és que en el cas VORTAC s'instal·la un radiofar TACAN en comptes d'un DME. En aquest tipus d'estacions, els usuaris civils obtenen la informació de distància del radiofar TACAN i l'orientació del VOR. Els usuaris militars, en canvi, utilitzen únicament el radiofar TACAN per a totes dues funcionalitats.

Quant a l'estació terrestre TACAN, està dividida en dos blocs d'acord amb les funcionalitats implementades:

- **Funció de distància.** Tal com s'ha comentat anteriorment, aquesta funció es basa en DME. En el cas de TACAN concret, s'utilitzen les bandes compreses entre 1.025 MHz i els 1.150 MHz (banda Y de DME).
- **Funció d'orientació.** Aquesta funció segueix un plantejament similar a l'utilitzat en VOR quant a la combinació de senyals variables amb senyals de referència per a obtenir l'azimut de l'avió mitjançant la comparació de les seves fases. En TACAN en concret, l'estació de terra utilitza una antena formada per un element central actiu i dos cilindres coaxials amb aquest. El cilindre anterior conté un reflector passiu, mentre que l'exterior està format per nou reflectors passius. Amb la finalitat de generar el senyal variable, es fan girar aquests cilindres (electrònicament o mecànicament) a una freqüència de 15 Hz. Com a resultat tenim que el senyal rebut per l'avió (corresponent a la part de senyal variable) es pot expressar de la manera següent:

$$E_r = E \cos(2\pi f_c t) \left[1 + \beta \cos(2\pi f_m t - \alpha) + \gamma \cos(2\pi 9 f_m t - \alpha) \right] \quad (40)$$

En què f_c és la freqüència portadora compresa en les bandes 962-1.024 MHz i 1.151-1.213 MHz, $f_m = 15$ Hz és la freqüència induïda pel gir de l'antena, α és l'azimut de l'avió i tant β com γ són profunditats de modulació utilitzades d'acord amb la definició del sistema.

Noteu que el senyal rebut resulta de la superposició d'un diagrama circular d'amplitud unitària, d'un tipus cardioide amb amplitud β (provinent del reflector interior) i d'un altre tipus cardioide de novè ordre amb amplitud γ (provinent dels nou reflectors exteriors). Per tant, s'observa que el senyal variable consta de dues contribucions que treballen a 15 Hz i $9 \cdot 15 = 135$ Hz, respectivament. En el receptor es comparen les fases d'aquestes contribucions amb les fases dels senyals de referència enviats en paral·lel, de manera similar al VOR, i s'obté com a diferència de fases el valor de l'azimut de l'avió. En aquest cas, el senyal variable s'utilitza per a fer una estimació

més basta de l'azimut (bàsicament per resoldre l'ambigüitat), mentre que el de 135 Hz s'utilitza per a obtenir una precisió més fina. Com a resultat, el sistema ofereix, en la pràctica, precisions tres vegades millors que les obtingudes amb VOR.

2.1.5. CONSOL

CONSOL és un sistema de radionavegació desenvolupat en la Segona Guerra Mundial pels alemanys. El sistema en si es basa en l'obtenció de l'azimut de l'aeronau i una de les seves característiques principals és que ofereix un llarg abast (aproximadament 1.000 km). Això és bàsicament perquè treballa en una gamma de freqüències baixa (banda dels 300 kHz) i que s'usen radiofars amb una potència de transmissió d'1 kW.

El radiofar del sistema CONSOL està format per una agrupació de tres antenes que compleixen una relació triangular d'amplituds 1:2:1 i amb un desfasament de fases $-\varphi:0:\varphi$.

Les transmissions del radiofar són cícliques i utilitzen el patró següent:

- 1) En primer lloc transmet l'antena central durant vuit segons. Aquesta transmissió consisteix en l'enviament del codi d'identificació del radiofar en Morse.
- 2) A continuació es fa una pausa d'un segon i mig.
- 3) Després de la pausa, s'inicia un període de trenta segons utilitzat per a enviar el senyal de radionavegació en si, el funcionament del qual és similar a l'observat en els radiofars direccionals anteriors. En concret, s'activen les tres antenes durant aquest període i l'efecte direccional s'aconsegueix mitjançant la variació del valor de φ . Més específicament, aquest període de trenta segons es divideix en 60 subinterval·ls de mig segon. En cada subinterval es transmet una ratlla (durada de transmissió de 3/8 de segon) seguida d'un punt (durada de transmissió d'1/8 de segon). Depenent de si es transmet una ratlla o un punt, el valor de les fases induïdes en les antenes serà diferent, que al seu torn va variant en funció del temps per a introduir l'efecte direccional.
- 4) Finalment, es fa una pausa de mig segon i es reprèn el cicle.

Quant a la determinació de l'azimut en l'aeronau, el sistema es basa a obtenir aquest angle a partir del nombre de signes rebuts (ratlles i punts), ja que aquest nombre varia en funció de la posició de l'aeronau. En concret, s'utilitzaven cartes de navegació en què es podria obtenir l'orientació de l'aeronau en funció del radiofar des d'on es rep el senyal i el conjunt de signes rebut.

2.2. Sistemes de navegació hiperbòlics

Els sistemes de navegació hiperbòlics són aquells que prenen com a mesura la diferència de temps d'arribada de dos senyals rebuts per dos transmissors diferents.

El nom de sistemes de navegació hiperbòlics prové del fet que la figura geomètrica que descriu tots els punts en l'espai amb el mateix valor de retard és una hipèrbole (en tenir en compte la diferència de temps). Els sistemes de navegació hiperbòlics més coneguts són els següents:

- DECCA
- Navegació de llarg abast o sistema LORAN
- GEE
- OMEGA

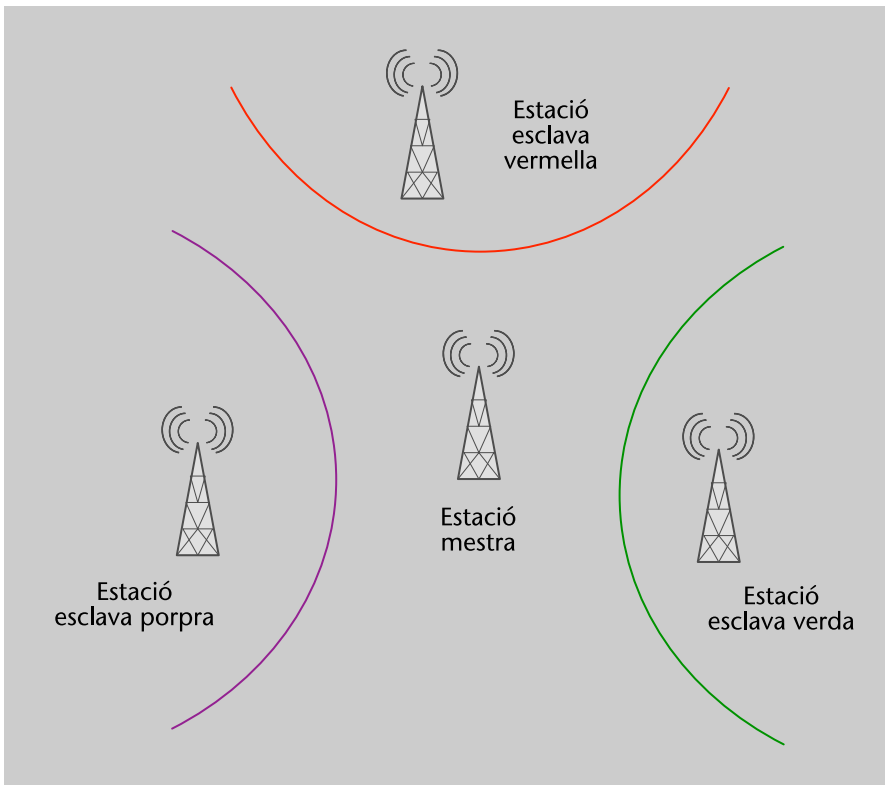
2.2.1. DECCA

El sistema DECCA va ser un dels primers sistemes hiperbòlics utilitzats en radionavegació, i en concret va ser usat per l'exèrcit britànic al final de la Segona Guerra Mundial. Aquest sistema es va continuar utilitzant a Europa fins a l'any 2000, quan es van tancar les últimes estacions europees. S'usava principalment en aplicacions pesqueres, a causa que els senyals de les estacions es podien rebre per sota del nivell del mar, no presentaven les limitacions observades en VOR/DME quant a necessitat de visió directa i presentaven un cost de manteniment relativament baix. Tal com es comenta a continuació, aquests avantatges provenen principalment del fet que el sistema treballa en una banda freqüencial baixa.

Com s'ha comentat anteriorment, els sistemes hiperbòlics són aquells que tenen en compte mesures de diferència de temps i, en l'espai, tots els punts que descriuen un mateix retard temporal formen una hipèrbole. Per tant, per a poder determinar la posició del blanc, es necessiten combinar diverses hipèrboles. Tenint en compte que la intersecció de dues hipèrboles dóna com a resultat dos punts diferents, és necessari, llavors, l'ús de tres hipèrboles per a obtenir la posició sense ambigüitat i, per això, l'ús de quatre estacions transmissores⁶. El sistema DECCA en concret defineix l'ús d'una estació mestra i tres esclaves (o auxiliars), tal com s'observa en la figura 11.

⁽⁶⁾ Recordeu que una hipèrbole es forma combinant senyals de dues estacions

Figura 11. Cadena d'estacions DECCA



Aquestes estacions disposen d'un transmissor amb una antena d'uns 300 m d'alçada i transmeten amb una potència entorn de 2 kW. La raó de necessitar una antena tan gran prové del fet que DECCA utilitza freqüències baixes, en la banda 70-130 kHz, amb l'objectiu de poder assegurar un llarg abast, entorn de 350-400 km i, al seu torn, presentar una resposta més robusta en entorns sense visió directa. Aquest conjunt de 4 estacions es denomina *cadena* i, per a distingir-les d'altres cadenes, són caracteritzades amb una freqüència base f (amb valor entorn dels 14 kHz). En concret, cada element de la cadena envia senyals en ona contínua utilitzant com a freqüència un múltiple de la freqüència base assignat de la manera següent:

- Estació mestra: $f_0 = 6f$.
- Estació esclava vermella: $f_1 = 8f$.
- Estació esclava verda: $f_2 = 9f$.
- Estació esclava porpra: $f_3 = 5f$.

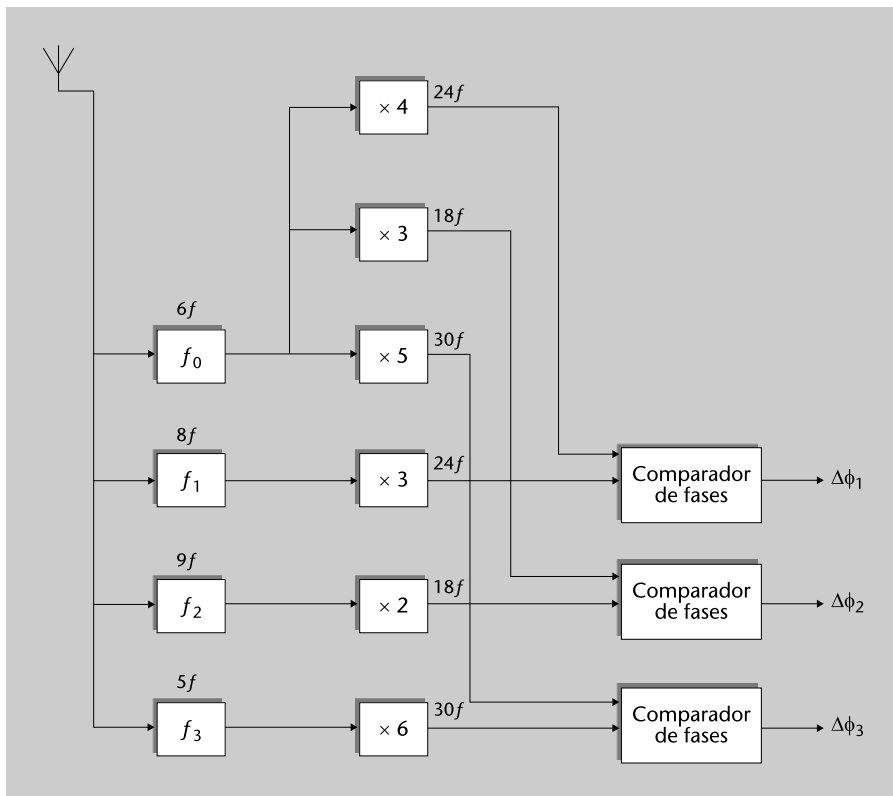
Noteu que les estacions auxiliars són assignades a diferents colors. El significat d'aquests colors està determinat pel fet que les cartes de navegació del sistema DECCA presenten les diferents hipèrbol·les, formades per la combinació de la mestra i cadascuna de les esclaves, amb un color diferent (emprant els colors esmentats).

Freqüències de la cadena britànica

A manera d'exemple, el conjunt de freqüències utilitzats per la cadena britànica era $f_0=84,2800$ kHz, $f_1=112,3730$ kHz, $f_2=126,4190$ kHz, $f_3=70,2330$ kHz, ja que la freqüència base era igual a $f=14,0466$ kHz.

Quant al receptor, aquest s'encarrega de separar primer els senyals de les diferents estacions de la cadena. Noteu que el fet que s'utilitzin freqüències diferents facilita aquesta tasca. Una vegada separades, es creen grups de dos senyals amb l'objectiu d'obtenir les diferències de fases de cada parell de senyals. Per a això, es multipliquen les freqüències de cada senyal per a poder agrupar-los de manera que cada parell tingui la mateixa freqüència de treball i, d'aquesta manera, es pugui obtenir la diferència de fases amb un comparador de fases. Això està reflectit en l'esquema presentat en la figura 12, on es pot observar que la comparació de fase es fa comparant el senyal de cada estació esclava amb l'estació mestra.

Figura 12. Receptor DECCA



En concret s'estableixen tres parells, els quals treballen a diferents freqüències i es denominen com es descriu a continuació:

- Parell vermell: $f_1 = 24f$.
- Parell verd: $f_2 = 18f$.
- Parell porpra: $f_3 = 30f$.

Exemple

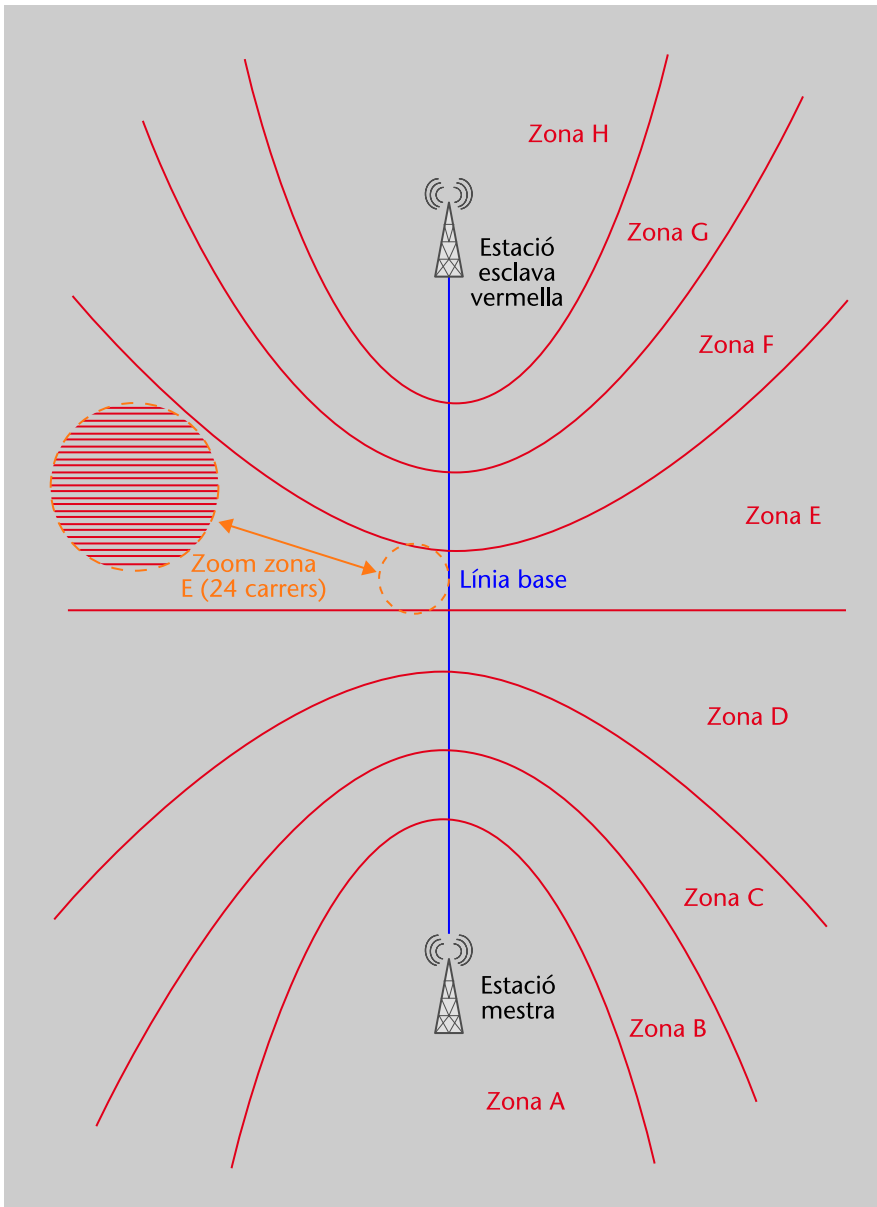
Seguint amb l'exemple de la cadena britànica, el valor d'aquestes freqüències de treball seria de $F_1= 337,120$ kHz, $F_2= 252,840$ kHz, $F_3= 421,398$ kHz.

Cal comentar que perquè la informació proveïda per les diferències de fases tingui valor, és necessari que els senyals de les diferents estacions estiguin sincronitzats. Per a això, una estació esclava no transmet el seu senyal fins que no ha rebut el senyal de l'estació mestra. És a dir, l'estació esclava espera a rebre el senyal de la mestra per a poder sincronitzar el seu senyal a aquesta abans d'enviar-lo.

Quant als desfasaments calculats per a cada parell, aquests s'utilitzen per a identificar en la carta de navegació la hipèrbole que descriu la posició del blanc.

Amb la finalitat d'il·lustrar com es representen aquestes hipèrboles en la carta de navegació, se centra la discussió en el cas de les hipèrboles descrites pel parell vermell (estació mestra combinada amb estació esclava vermella). Per a aquest cas, una carta de navegació del sistema DECCA estaria representada com es mostra en la figura 13.

Figura 13. Exemple de carta de navegació DECCA



Cal tenir en compte les consideracions següents:

- Centrant-se en la recta que uneix les estacions mestra i vermella, es van marcant aquelles posicions en què la diferència de fases entre el senyal de l'estació mestra i el de l'estació vermella sigui igual a zero. Per a això s'ha de tenir en compte que els senyals transmesos estan sincronitzades de manera que la separació mínima entre dos punts (que compleixin la condició de fase nul·la) sigui igual a la meitat de la longitud d'ona del senyal a la freqüència de treball. Per tant, els punts marcats estaran separats $d_{\text{carrer}} = \lambda_{\text{vermell}}/2 = 0,5 c/F_1 = 444,4 \text{ m}$ (en què per a prendre aquesta mesura se sol considerar $c = 2,9965 \cdot 10^8 \text{ m/s}$ com a valor de la velocitat de la llum).

- En cadascun d'aquests punts es traça una hipèrbole que indicarà quines són les posicions dins de la carta de navegació amb el mateix valor de fase. La zona existent entre dues hipèrboles es coneix amb el nom de **carrer**.
- Dins de cada carrer es defineixen 100 divisions d'aquest, és a dir, es defineixen 100 hipèrboles desfasades $360^\circ/100 = 3,5^\circ$ entre si, i la zona que es troba entre dues d'aquestes hipèrboles es denomina **línia**. Aquestes línies no es dibuixen en la carta de navegació, però tal com comentarem a continuació, s'utilitzen per a determinar les coordenades del blanc.
- Finalment s'agrupen els diferents carrers en **zones**. El nombre de carrers que forma una zona és diferent depenent del parell considerat. En el parell vermell es consideren 24 carrers, i estan numerats entre 0 i 23. Quant a les zones, aquestes s'identifiquen amb lletres de l'abecedari, començant per la A i acabant amb la J. Tenint en compte que el nombre de zones pot ser més gran que les 10 lletres considerades, el sistema va reiniciant la identificació quan s'arriba al límit.

En aquest cas hem considerat el parell vermell. Clarament, els valors comentats divergiran en utilitzar-se altres parells i altres cadenes.

Exemple

Seguint amb l'exemple de la cadena britànica, es presenta en la taula 2 el conjunt de característiques corresponent a aquest cas.

Taula 2. Característiques de la cadena DECCA britànica

Estació	Freqüència	Amplada del carrer	Zona	Carrer	Línia
Mestra	6f	-	-	-	-
Vermella	8f	444,4 m	A-J	0-23	0-99
Verd	9f	592,6 m	A-J	30-47	0-99
Porpra	5f	355,5 m	A-J	50-79	0-99

Una vegada mostrat el procés de realització de la carta de navegació, cal presentar com es va determinant la posició del blanc en aquesta carta a partir de les fases mesurades. Tenint en compte que el receptor mostra el valor de desfasament entre dos senyals, el que ens està proporcionant com a informació primària és el valor de la línia dins del carrer. És a dir, els desfasaments presentaran valors de 0 a 360° i indicaran en quina línia dins del carrer es troba el receptor. Quant als valors del carrer i de la zona, aquests s'aconsegueixen a partir de la integració de la informació primària. És a dir, cada vegada que s'avança 100 línies, s'incrementa (o disminueix, segons el sentit d'avanç) el nombre de carrers en un. En el cas que s'acumulin 24 carrers (en el cas del parell vermell, per exemple), s'incrementarà (o disminuirà) una zona. Aquest procés es du a terme amb un equip situat en el receptor conegut com decòmetre, el qual s'encarrega a més de mostrar aquestes coordenades en el format co-

mentat. Per tant, perquè el sistema funcioni correctament s'ha de partir d'una posició coneguda i posar els indicadors de zona, carrer i línia del decòmetre en les posicions adequades. Amb les coordenades obtingudes per a cada parell, s'identifiquen, per tant, tres hipèrboles en la carta de navegació. La posició del blanc s'obté finalment fent la intersecció d'aquestes tres hipèrboles.

Precisió del sistema DECCA

Així mateix, cal comentar que la precisió d'aquest sistema depèn en gran mesura de la posició del vaixell dins de la hipèrbole i del període del dia. De dia els errors solen estar compresos entre uns quants metres i entorn de 1.800 m (quan s'aproxima a la vora de la cobertura). De nit, aquests errors creixen en gran mesura, i es poden observar salts de carrer. Això és a causa que aquest sistema sofreix d'efectes adversos produïts per la incidència d'ones resultants del rebot del senyal mateix enviat per l'estació amb la ionosfera. En concret, aquests efectes es veuen accentuats de nit a causa de la diferència de l'altura de la ionosfera i de la ionització d'aquesta. Cal dir que normalment s'esmenta que la cobertura d'aquest sistema és de 350-400 km, ja que aquesta és la cobertura obtinguda en les pitjors condicions, és a dir, de nit. De dia aquesta cobertura es veu augmentada fins als 740 km.

2.2.2. Navegació de llarg abast (LORAN)

Tal com s'ha comentat en el subapartat anterior, el sistema DECCA presenta un comportament poc robust enfront de les ones ionosfèriques. Per aquest motiu, durant la Segona Guerra Mundial es va desenvolupar un sistema de navegació hiperbòlic alternatiu que tenia com a objectiu prestar serveis de llarg abast i que, al seu torn, fos també més robust que el sistema DECCA. Aquest nou sistema va ser dissenyat als Estats Units i va ser conegut amb el nom de *navegació de llarg abast* o sistema LORAN⁷. Es van implementar diferents versions d'aquest sistema denominades amb els noms de LORAN-A, LORAN-B, LORAN-C i LORAN-D. No obstant això, les més utilitzades van ser les versions A i C, que són les que es comentaran a continuació.

⁽⁷⁾LORAN és la sigla en anglès de *long range navigation*.

LORAN-A

El sistema LORAN-A es basa a modular una portadora amb una sèrie de polsos. Aquests polsos són utilitzats per a mesurar la diferència de temps de propagació entre senyals rebuts de dues estacions base diferents. De manera similar a DECCA, el sistema s'organitza en cadenes formades per una estació mestra i dues d'esclaves i les diferències de temps es prenen sempre entre una estació esclava i l'estació mestra. Aquestes estacions transmeten amb una potència d'uns 100 kW i proporcionen un abast d'uns 1.000 km.

Vigència del sistema LORAN-A

El sistema LORAN-A va ser donat de baixa als Estats Units l'any 1980 i en gran part de la resta del món el 1985. No obstant això, algunes estacions base van seguir operatives a la Xina i al Japó fins a l'any 1997. Cal esmentar que aquest sistema va ser de gran rellevància en el front del Pacífic durant el final de la Segona Guerra Mundial, ja que oferia als nord-americans un sistema d'alta precisió per a dur a terme les maniobres d'aviació en aquesta zona.

Quant als polsos transmesos per les estacions, aquests tenen una amplada de 40 µs i s'envien amb diferents freqüències de repetició, depenent de la cadena transmissora. En concret, s'utilitzen variacions de tres freqüències base (20

pps, 25 pps i $33 \frac{1}{3}$ pps) i s'obté com a resultat un conjunt de 24 freqüències de repetició diferents compreses entre els 20 pps i $34 \frac{1}{9}$ pps. Al seu torn, les cadenes poden emprar també diferents freqüències portadores, i hi ha quatre canals diferents (canal 1: 1.950 kHz; canal 2: 1.850 kHz; canal 3: 1.900 kHz; canal 4: 1.750 kHz). Com a resultat, hi ha un nombre de combinacions igual a $4 \text{ canals} \times 24 \text{ freqüències de repetició}$ que proporcionen la possibilitat de disposar de 96 cadenes LORAN-A.

De fet, les estacions LORAN-A no utilitzen cap tipus de senyal d'identificació i són diferenciades a partir de la combinació freqüència portadora/freqüència de repetició. Cal comentar que encara que l'estació mestra i les esclaves transmetin amb la mateixa freqüència portadora i amb la mateixa freqüència de repetició, els senyals es diferencien entre si introduint un retard constant entre les transmissions d'aquests. El senyal mestre transmet el pols primer i els esclaus retransmeten aquest pols una vegada el reben després d'un retard prefixat. És a dir, el retard global és la suma del retard que sofreix el senyal en propagar-se entre la mestra i l'esclava i del retard introduït addicionalment per l'estació esclava mateixa. A més, el fet que el temps de transmissió entre un pols d'estació mestra i un pols d'estació esclava sigui més gran que el temps entre un pols d'estació esclava i un de mestra facilita aquesta diferenciació.

Una vegada determinades les diferències de temps, es porten a un mapa de coordenades hiperbòlic LORAN-A i, d'aquesta manera, s'obté la posició en el mapa de manera similar a com es fa amb DECCA. La precisió en aquest cas depèn de la localització del blanc, de la precisió amb la qual es mesura la diferència de retards dels dos polsos (que depèn de la relació senyal a soroll del pols rebut, i s'obtenen en les millors situacions precisions d'1 μs en la mesura de retard), de la geometria relativa de les estacions terrestres i del grau de sincronització entre aquestes. Cal comentar que l'ús de mesures relatives, quant al càlcul de diferència de retards en comptes de retards absoluts, permet que el blanc no hagi d'estar sincronitzat amb les estacions terrestres, la qual cosa simplifica en gran mesura la implementació del sistema. Això és a causa que la mesura de diferència de retards entre els senyals rebuts per dues estacions terrestres és independent de l'error de sincronització que pugui tenir el rellotge del receptor situat en el blanc. Això es pot observar millor amb un exemple.

Exemple

Si se suposa que el receptor té un rellotge que presenta un error de sincronització expressat per t_e , tenim que els retards dels senyals enviats per l'estació mestra i una de les esclaves serien, respectivament:

$$\begin{aligned} t_{\text{mestra}} &= t_1 + t_e \\ t_{\text{esclava}} &= t_2 + t_e \end{aligned} \quad (41)$$

on s'inclou l'error de sincronització per a poder denotar el possible cas que totes les estacions estiguin sincronitzades i el blanc no. Els retards mesurats correspondrien als valors t_1 i t_2 si aquests es mesuren en l'escala de temps sincronitzada (escala de temps utilitzada per les estacions), mentre que en el cas del mòbil, els retards mesurats es correspondrien a la seva escala de temps pròpia (la qual introdueix un biaix igual a t_e donat l'error de sincronització). Per tant, si es volguessin fer mesures amb temps de propagació absoluts, hi hauria un problema en requerir-se una sincronització del rellotge del blanc amb el de les estacions, que és molt costós (especialment en l'època en la qual es va crear el sistema) o, en cas contrari, s'absorbiria l'error de sincronització, la qual cosa empitjoraria l'estimació del retard en gran mesura. En canvi, si es treballa amb la diferència de retards:

$$\Delta t = t_{\text{mestra}} - t_{\text{esclava}} = t_1 + t_e - t_2 - t_e = t_1 - t_2 \quad (42)$$

s'observa que la mesura ja no depèn de l'error de sincronització del blanc. No obstant això, les estacions terrestres han d'estar sincronitzades, tasca més simple en tractar-se d'equips localitzats en emplaçaments fixos i amb un equipament de prestacions millors. A més, duent a terme el mètode explicat a dalt quant al procés de retransmissió de les esclaves, aquesta tasca se simplifica. Així i tot, en la pràctica apareixen errors associats a fallades de sincronització.

LORAN-C

El LORAN-C va entrar en funcionament l'any 1957 i encara continua operatiu. Fins fa poc, una de les seves aplicacions principals era donar servei als guardacostes nord-americans. No obstant això, atesa la gran implantació de sistemes basats en navegació per satèl·lit (com el GPS) i l'alt cost que implica mantenir una estació del sistema (entorn d'1 milió de dòlars anual), s'està iniciant un procés de desmantellament del sistema a escala global. Aquest procés va estar també propiciat per l'anunci donat pels Estats Units el 2009 en què esmentava que aquest sistema ja no era necessari per a la seva navegació marítima.

Quant al principi de funcionament, aquest sistema presenta una gran millora tècnica respecte als seus predecessors LORAN-A i LORAN-B –aquesta última versió és un sistema que mai no va passar de l'etapa d'experimentació. D'una banda, el sistema LORAN-C opera en bandes freqüencials més baixes, dins els 90-110 kHz, que les utilitzades en el LORAN-A amb l'objectiu de tenir un abast més gran. Al seu torn, es transmet amb una potència de pic més gran, entre els 100 kW i els 4 MW, i per a això emprava antenes d'uns 400 m d'alçada. Com resultat l'abast del sistema arriba a rondar els 3.000 km en aquest cas.

Errors per la propagació ionosfèrica

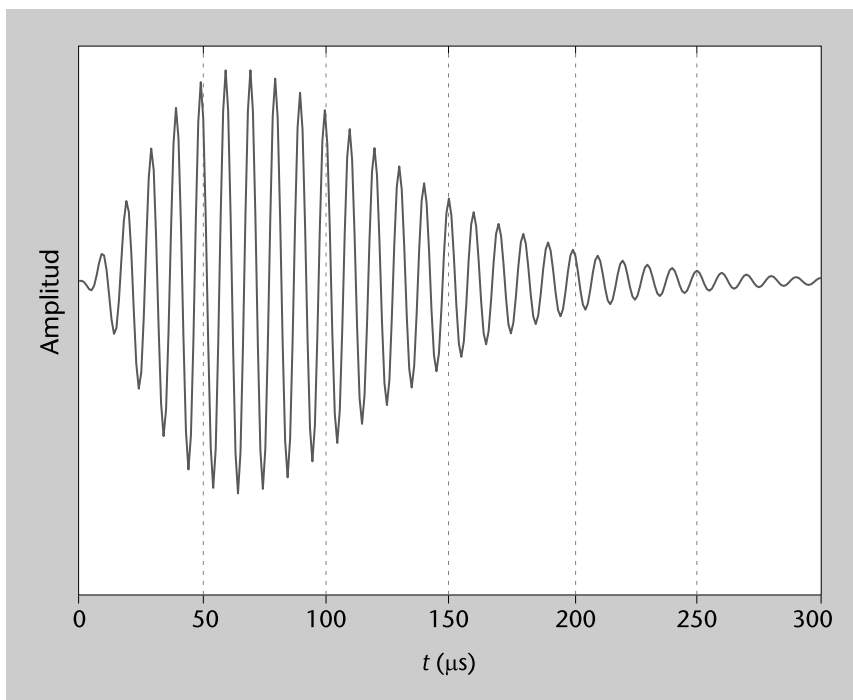
Cal comentar que errors produïts per la propagació ionosfèrica també afecten el comportament, però el seu impacte es veu reduït en gran mesura a causa que els senyals s'envien amb polsos. És a dir, el fet que s'utilitzin transmissions basades en polsos permet que es pugui distingir el component principal de senyal del component ionosfèric (en rebre's en instants de temps diferents). No obstant això, aquest aspecte es va perfeccionar en la versió LORAN-C.

Seguint la filosofia del LORAN-A, aquest sistema treballa amb mesures de diferències de temps. No obstant això, el sistema LORAN-C presenta una altra novetat sobre aquest tema, ja que combina mesures de temps de propagació amb mesura de fases. A més, es modifica el tipus de pols enviat. Amb la finalitat d'evitar harmònics elevats, ja que aquest sistema treballa amb una amplada de banda limitada (de 20 kHz), utilitza un pols amb l'expressió següent (figura 14):

$$p(t) \propto t^2 e^{-at} \quad (43)$$

en què a és una constant determinada pel sistema.

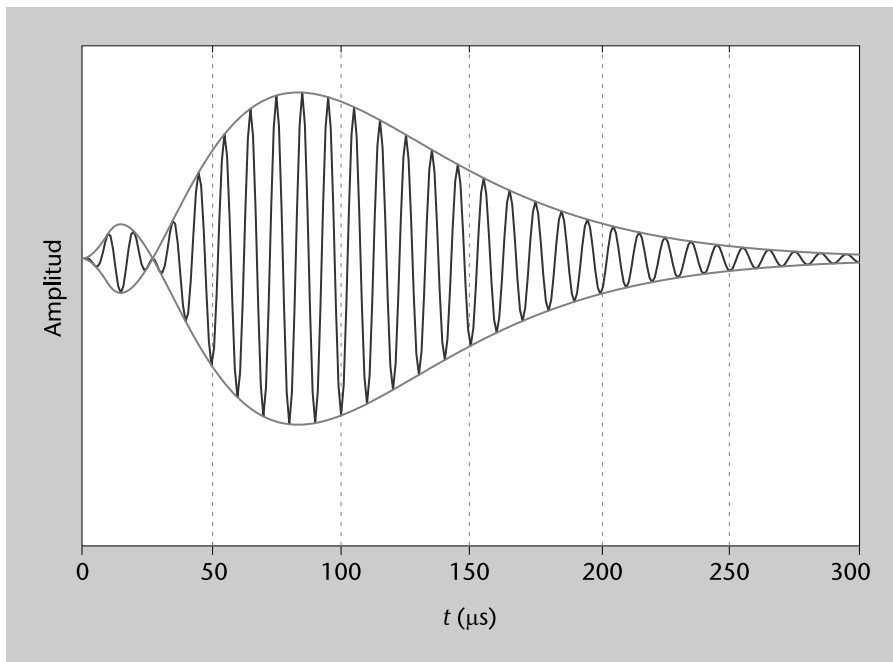
Figura 14. Forma del pols del sistema LORAN-C



En la figura s'ha inclòs la portadora, és a dir, es representa $p(t)\cos(2\pi f_c t)$.

A partir d'aquest pols, s'estima el retard utilitzant únicament els 3 primers cicles del pols rebut (en què s'aconsegueix el 50% de la potència del pols). Això està justificat pel fet que l'ona ionosfèrica arriba amb un retard almenys de 30 μs i, per tant, utilitzant únicament els 3 primers cicles del senyal es pot dur a terme una estimació del temps de propagació mitjançant l'ús d'un senyal lliure d'efectes ionosfèrics.

Figura 15. Envolupant resultant de la combinació del pols LORAN-C amb una versió amplificada, retardada i desfasada

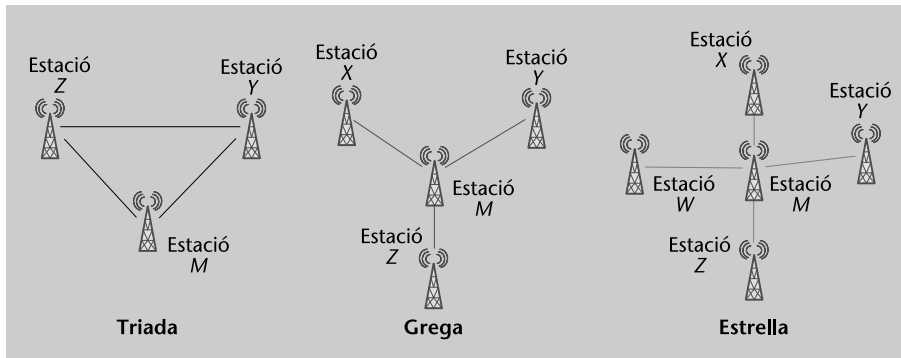


Tal com s'ha comentat anteriorment, a part del temps de propagació s'introdueixen mesures de fase per a millorar la precisió del sistema. Per a això, es combina en el receptor el pols rebut amb una versió amplificada d'aquest però retardada i amb un desfasament de 180° . Aquesta combinació es fa simplement sumant els dos senyals, i s'obté com resultat un senyal com el presentat en la figura 15. Tal com s'observa en la figura, el senyal presenta una envolupant amb un pas per zero ben definit entorn dels $30 \mu\text{s}$. Concretament, el retard introduït en la versió amplificada del senyal rebut s'escull amb l'objectiu que el pas per zero es produeixi entorn d'aquest instant per a evitar el component ionosfèric. Aquesta mesura de temps per comparació de fases presenta un error de 0,01 cicles. En tenir un cicle una durada de $10 \mu\text{s}$, es té com a resultat que l'error introduït en la mesura és de $0,1 \mu\text{s}$, la qual cosa ofereix una precisió millor que la de LORAN-A. En concret, el sistema LORAN-C té errors de precisió entorn dels 70 metres (en les millors condicions).

Quant al sistema d'estacions terrestres, l'organització de les cadenes es presenta també d'una manera diferent. En aquest cas en concret, les cadenes es formen amb una estació mestra i un nombre d'esclaves que pot variar segons la configuració de cadena. En concret, es tenen els tipus de cadenes següents (figura 16):

- Triada: estació mestra (M) + dues estacions esclaves (Y, Z).
- Grega: estació mestra (M) + tres estacions esclaves (X, Y, Z).
- Estel: estació mestra (M) + quatre estacions esclaves (W, X, Y, Z).

Figura 16. Estructura de les cadenes LORAN



Dins de cada cadena, les estacions esclaves emeten els polsos presentats a dalt (de 270 μ s de durada) en grups de 8 polsos, separats 1 ms entre si. Quant a l'estació mestra, aquesta envia 9 polsos en grup separats 1 ms entre si els vuit primers i 2 ms entre el vuitè i novè pols. L'objectiu d'usar 9 polsos és diferenciar la transmissió de l'estació mestra dels senyals esclaus i senyalar un possible mal funcionament⁸ d'alguna estació esclava.

⁽⁸⁾ Això es fa fent parpellejar el novè pols en intervals de 12 s de manera que se senyalitza la informació en codi Morse.

Cal comentar que el fet de treballar amb grups de polsos millora els nivells de senyal a soroll, ja que el receptor s'encarrega de combinar-los entre si de manera coherent. Quant als intervals de temps utilitzats per a separar un grup de polsos d'un altre, denominat *group repetition interval* (GRI), s'utilitzen diferents valors entre cadenes per a diferenciar-les entre si, ja que totes usen la mateixa freqüència portadora. Els valors de GRI estan compresos entre els 40 ms i 99,99 ms en salts de 10 μ s. La idea és sintonitzar el receptor a la cadena desitjada mitjançant l'adaptació del GRI.

Exemple

En aquest problema es mostrarà com un receptor LORAN-C millora els nivells de senyal a soroll en combinar els polsos rebuts:

a) En primer lloc suposeu que a la sortida d'un receptor coherent es té el següent:

$$y = A + w$$

en què A és l'amplitud del pols i w és soroll additiu gaussià blanc de mitjana 0 i variància σ_w^2 . Calculeu la relació de senyal a soroll de y . Ara considereu que n polsos d'aquest tipus són combinats de manera coherent. Calculeu de nou la relació de senyal a soroll i determineu el guany aconseguit en combinar els polsos.

b) Ara suposeu que el GRI de la cadena de la qual s'està rebent polsos és tal que durant 79,7 ms es rep un grup de 8 polsos. Si el receptor té un temps d'integració de 5 s, és a dir, integra polsos durant 5 s, determineu quin és el guany en termes de relació de senyal a soroll aconseguida.

c) Tenint en compte que la relació de senyal a soroll d'un pols és de -17 dB, determineu el nivell aconseguit usant el receptor considerat.

Solució

Abans de començar la resolució del problema, cal recordar que la relació de senyal a soroll es defineix com la ràtio entre la potència del senyal desitjat i la potència del soroll.

a) Analitzant l'expressió del senyal rebut a la sortida del receptor:

$$y = A + w$$

s'observa que la potència del senyal desitjat és directament $P_s = A^2$ i la potència de soroll s'ha de calcular com:

$$P_w = E[w^2] = \sigma_w^2 \quad (44)$$

Per tant, la relació de senyal a soroll es calcula com:

$$SNR = \frac{P_s}{P_w} = \frac{A^2}{\sigma_w^2} \quad (45)$$

En el cas en què es combinen n polsos de manera coherent el senyal equivalent seria:

$$y_n = nA + w_1 + w_2 + \dots + w_n \quad (46)$$

És a dir, en estar combinant els n polsos de manera coherent, es té, per tant, una amplitud igual a n vegades l'amplitud d'un únic pols. En aquest cas, la potència total és igual a $(nA)^2$. Quant al soroll, el soroll és blanc i això fa que les contribucions de soroll en cada instant siguin no correlades amb la resta. Per aquest motiu s'han denotat les diferents contribucions de soroll usant un subíndex que indica a quin pols es correspon. Com a resultat tenim que la potència de soroll total és:

$$P_w = E[w_1 + w_2 + \dots + w_n]^2 = E[w_1^2] + E[w_2^2] + \dots + E[w_n^2] = n\sigma_w^2 \quad (47)$$

en què s'ha tingut en compte que les correlacions creuades són iguals a 0 a causa que les contribucions de soroll estan no correlades. Com a resultat, llavors, s'obté un nivell de relació de senyal a soroll igual a:

$$SNR_n = \frac{n^2 A^2}{n\sigma_w^2} = \frac{nA^2}{\sigma_w^2} \quad (48)$$

És a dir, s'obté un guany de $10\log_{10}(n)$ dB.

b) Tenint en compte que es reben de la cadena 8 polsos en 79,7 ms i que el temps d'integració és de 5 s, s'estan combinant un nombre total de polsos igual a:

$$n = \frac{5}{79,7 \cdot 10^{-3}} \times 8 \approx 500 \quad (49)$$

En aquest cas, el guany en relació amb el senyal a soroll és de 27 dB.

c) Finalment, per a calcular el nivell de senyal a soroll després de combinar els n polsos, s'ha de calcular el següent:

$$SNR_n(\text{dB}) = 10\log_{10}(nSNR) = 10\log_{10}(n) + SNR(\text{dB}) = 27 \text{ dB} - 17 \text{ dB} = 10 \text{ dB} \quad (50)$$

És a dir, el nivell de senyal a soroll després de combinar els polsos és de 10 dB.

2.2.3. GEE

En paral·lel al sistema LORAN dissenyat pels nord-americans, els britànics també van implementar durant la Segona Guerra Mundial un sistema hiperbòlic destinat a pal·liar la poca robustesa enfront de les ones ionosfèriques observades en el DECCA. Aquest sistema, conegut com a GEE, va ser el sistema de radionavegació més emprat pels aliats, especialment en molts dels bucs de la Royal Navy i avions de la Royal Air Force.

L'abast del sistema era entorn dels 450 km i es va començar a utilitzar l'any 1941. El principi del sistema consistia a enviar polsos de 6 μ s en freqüències entorn dels 30 i 80 MHz. El fet d'usar les dues bandes tenia com a objectiu poder canviar de freqüència quan es detectava que els alemanys estaven interferint el senyal.

Com en altres sistemes hiperbòlics, s'usaven diferents cadenes d'estacions, formades per una estació mestra i tres estacions esclaves. Per a dur a terme la sincronització del sistema, les estacions esclaves esperaven a rebre els senyals enviats per la mestra i els retransmetien amb un retard controlat. Totes les estacions esclaves usaven la mateixa freqüència i es jugava amb els retards introduïts per a diferenciar-los entre si. El receptor, per la seva banda, s'encarregava de mesurar diferències de retards entre parells d'estacions (mestra - esclava) de manera similar a la feta en LORAN-A i, amb aquestes mesures, l'operador es posicionava en el mapa de navegació mitjançant la identificació de les hipèrbol·les corresponents.

2.2.4. Omega

Omega és un sistema de navegació desenvolupat a la Universitat de Harvard. Operava en la banda de freqüència *very low frequency* (VLF), concretament en la banda entre els 10 i 14 kHz. El sistema va ser adoptat per la marina dels Estats Units el 1967 i constava únicament de 8 estacions distribuïdes per tota la superfície terrestre (taula 3). El disseny d'aquest sistema va estar motivat pel desig de dotar l'armada nord-americana d'un sistema global de navegació que estigués operatiu a qualsevol hora del dia i en qualsevol lloc de la terra. S'intentava, per tant, evitar les diferències de comportament observades en els altres sistemes hiperbòlics segons la franja horària i la zona geogràfica. És per això que s'utilitza una banda freqüencial tan summament baixa (noteu que les longituds d'ona estan entre els 30-20 km). Aquesta elecció va permetre també que el sistema tingués un bon comportament en l'aigua del mar per a poder oferir servei a submarins que navegessin en profunditats no superiors als 15 m.

Taula 3. Estacions OMEGA

Estació	Gestió	F_1 (kHz)
A: Noruega	Administració Noruega de Telecomunicacions	12,10
B: Libèria	Ministeri Liberià del Transport	12,00
C: Hawaii	US Coast Guard	11,55
D: Dakota	US Coast Guard	13,10
E: La Reunió	Armada francesa	12,30
F: Argentina	Armada argentina	12,90
G: Austràlia	Departament Australià de Transport i Comunicacions	13,00

Precisió del sistema GEE

La precisió del sistema GEE era d'uns 150 m (en zones properes a les estacions terrestres) fins a 1,5 km aproximadament (en zones properes a Alemanya, que era normalment la màxima cobertura d'ús del sistema).

Estació	Gestió	F_1 (kHz)
H: Japó	Agència Japonesa de Seguretat Marítima	12,80

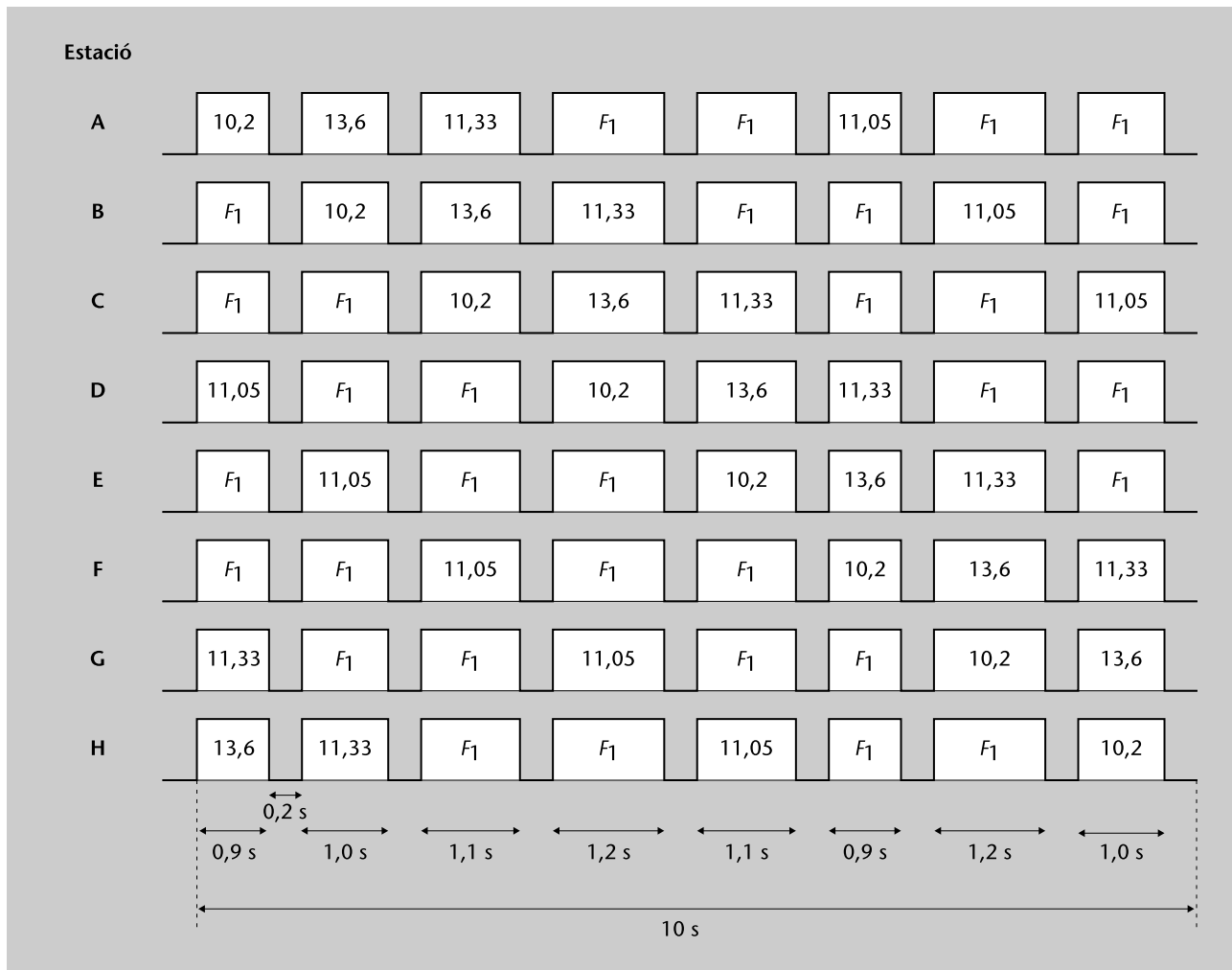
Desmantellament del sistema Omega

El sistema Omega finalment no va arribar a complir els objectius definits inicialment i per això els Estats Units el van deixar d'utilitzar l'any 1997. Com la resta de sistemes hiperbòlics, un dels principals motius del desmantellament va estar propiciat per l'aparició del GPS. A part, una altra de les principals raons va ser l'alt cost del sistema, el fet que la cobertura del sistema no fos realment global i el baix nivell de precisió.

El principi de funcionament del sistema és similar a DECCA en el sentit que s'obtenen mesures de caràcter hiperbòlic mitjançant la diferència de fases entre senyals rebuts de dues estacions. No obstant això, en aquest cas no es diferencien les estacions terrestres a l'hora d'anomenar-les com a estacions mestres i esclaves. És a dir, es poden prendre mesures diferencials tenint en compte qualsevol parell d'estacions.

Una altra novetat del sistema és que les estacions estan sincronitzades amb rellotges de cesi i ofereixen un error de sincronització per sota dels 3 μ s. D'altra banda, les estacions del sistema transmeten contínuament sèries de quatre polsos (amb durades 0,9, 1, 1,1 i 1,2 segons), en què cadascun d'aquests polsos utilitza una freqüència portadora diferent de tres freqüències disponibles ordenades de la manera següent: 10,2 kHz, 13,6 kHz i 11,33 kHz. En concret, totes les estacions usen aquestes freqüències i les van alternant usant l'ordre descrit. No obstant això, les transmissions de les diferents estacions base es van escalonant en el temps perquè es diferenciïn entre si tal com es reflecteix en la figura 17, en què F_1 fa referència a una freqüència usada per cada estació base per a calibrar el sistema tenint els valors següents en funció de l'estació (representats en la taula 3). Del conjunt de polsos enviat s'utilitzen únicament els polsos transmesos a 10,2 kHz per a fer les mesures de fase entre les estacions, i determinar, per tant, les hipèrboles associades. Donat el patró temporal utilitzat per a enviar els polsos (mostrat en la figura 17), es té com a resultat que el receptor del sistema OMEGA combina mesures diferenciades per multiplexació temporal a diferència del DECCA, que es basava en multiplexació freqüencial.

Figura 17. Format de les transmissions de les estacions OMEGA



Quant als polsos de les altres freqüències, aquests s'utilitzen per a destruir l'ambigüitat que presenten els sistemes hiperbòlics basats en mesures de fase. És a dir, igual que succeïa en DECCA, la diferència de fase entre dues estacions ens proporciona el valor de la línia dins del carrer. No obstant això, hi ha ambigüitat pel que fa a saber en quin carrer es troba el blanc. En el sistema DECCA, aquesta ambigüitat es destruïa mitjançant la integració de mesures. En aquest cas, s'utilitzen els polsos addicionals. Amb el pols a 10,2 kHz, s'obté una mida de línia igual a $0,5 \lambda = 147,05$ m, però com s'ha comentat abans, amb la mesura de fase obtinguda no es pot conèixer quin és el carrer. Combinant el senyal de 13,6 kHz amb el de 10,2 kHz, es pot obtenir un senyal amb freqüència igual a la freqüència diferència 3,4 kHz (bàsicament això s'aconsegueix multiplicant els dos senyals i aplicant un filtre passa baix a la sortida). Amb aquesta freqüència, tenim una longitud d'ona igual a $\lambda = 88,23$ km i, per tant, una línia de base de $0,5 \lambda = 44,12$ km. Combinant el senyal d'11,33 kHz amb el de 10,2 kHz, el valor de la línia de base es veu incrementat a 132,74 km. Combinant la mesura de fase inicial amb l'obtinguda amb les freqüències esmentades, el sistema és capaç de destruir l'ambigüitat.

Línia de base

Una línia de base és la distància entre dos punts amb diferència de fases nul·les.

Abans de finalitzar aquest subapartat, és important destacar algunes qüestions relacionades amb la propagació d'ones VLF. A causa de les longituds d'ones d'aquest tipus de senyals, es dona el fet que aquestes són del mateix ordre de magnitud que la distància entre la superfície de la terra i la capa D de la ionosfera (entre 50-90 km). Com a conseqüència es produeix un efecte de guia d'ona basat en el fet que l'ona es propaga per un canal format en l'espai entre la superfície i la ionosfera (per aquesta raó s'obtenen rangs de transmissió elevats). En aquesta guia d'ona, s'exciten diferents modes de transmissió, i els més importants són els modes transversals magnètics (TM). Aquests modes es veuen atenuats a mesura que són més alts. A part, els paràmetres d'aquests depenen de l'altura de la guia, i varien en gran mesura segons l'època del dia i de l'any. Això és a causa que aquesta variació està determinada per la influència del Sol en la ionosfera. És per això que per a enviar el senyal de navegació s'usa el mode més baix (mode TM1). A més, aquest mode disposa dels paràmetres de propagació menys inestables davant diferències ionosfèriques. Un altre avantatge és que gran part d'aquestes variacions es poden predir i compensar mitjançant mapes de correccions construïts en funció del temps i el lloc.

Encara que les atenuacions sofertes pels altres modes són bastant elevades i no signifiquen cap problema a una certa distància de l'estació emissora, és cert que el mode TM2 és el que més interfereix en el TM1, i produeix errors significatius. Per això es recomana tenir en compte mesures de transmissors distants, entorn d'almenys uns 740 km, ja que és la distància en què el mode TM2 s'atenua considerablement.

2.3. Sistemes d'aproximació i aterratge

A part dels sistemes comentats en els subapartats anteriors, orientats a la determinació de l'azimut i distància de les aeronaus, com són el cas de VOR i DME, en els aeroports es requereixen sistemes addicionals per a gestionar el control d'aproximació de les aeronaus i per a proporcionar ajuda als pilots en les tasques d'aterratge. En aquest subapartat es presenten aquests sistemes i es descriuen les seves característiques més importants.

2.3.1. Sistemes de control aeri: radars primaris i secundaris

Amb l'objectiu de controlar el trànsit aeri, els aeroports estan equipats amb radars encarregats de detectar i monitorar les aeronaus. En realitat, les aeronaus detectades es mostren en la pantalla del controlador aeri indicant la posició d'aquestes. Això facilita a més les tasques d'aproximació de les aeronaus als aeroports. Quant als radars, aquests es poden diferenciar segons el seu principi de funcionament en els següents:

- **Radars primaris.** En aquest tipus de radar el blanc és passiu. El blanc, aeronau en aquest tipus d'aplicació, no ha de fer cap funció. L'ona electro-

Precisió del sistema Omega

Quant a la precisió del sistema Omega, aquesta sol ser d'uns 10 a 30 km, donats en gran part per la variació de la ionosfera, comentada a dalt, pertorbacions imprevistes d'aquesta, errors de sincronització de les estacions Omega, etc. Aplicant correccions del sistema, no obstant això, aquests errors es poden reduir en gran mesura fins a arribar a vora 2 i 4 km de dia i entre 2 i 5,5 km de nit.

magnètica transmesa pel radar de terra incideix en el blanc i és reflectida per a tornar de nou al sistema radar.

- **Radars secundaris.** En aquest cas el blanc és actiu. És a dir, el blanc és equipat amb un transponedor encarregat de rebre el senyal del radar de terra, processar-lo i enviar un altre senyal de tornada, generat pel mateix, en forma de resposta.

A continuació es descriuen aquests sistemes amb més detall.

El sistema DME i el principi de radar secundari

Noteu que el sistema DME també es basa en el principi de radar secundari. No obstant això, és l'avió el que fa les interrogacions, i el radiofar de terra, les respostes, amb l'objectiu de determinar en l'aeronau mateixa la distància respecte a aquest radiofar. Aquest subapartat, no obstant això, se centra en la descripció de sistemes orientats al control aeri des de l'aeroport.

Radar primari de vigilància

El radar primari de vigilància⁹ és un sistema radar que es basa en el concepte de radar primari. Tal com s'ha comentat anteriorment, el blanc és un element passiu i el radar únicament treballa amb la informació de distància obtinguda per mitjà del temps d'anada i volta que recorre el pols enviat (amb una freqüència portadora entre 2.700 i 2.900 MHz). Amb aquesta informació i tenint en compte l'angle d'escombratge del radar mateix (orientació en azimuth en l'instant en què es rep el pols), es representa en la pantalla del controlador aeri un punt amb la posició exacta del blanc.

El problema en aquest sistema és que és el controlador qui ha de deduir a quina aeronau es correspon aquest blanc mitjançant el contacte i seguiment radiofònic amb l'aeronau mateixa. A més, és necessari l'ús de potències de transmissió bastant elevades per a assegurar que el senyal reflectit torni amb un nivell acceptable de potència. Aquest tipus de radar, no obstant això, es continua utilitzant en el control del trànsit aeri com a sistema complementari (o de redundància) al radar secundari. La cobertura d'aquests sistemes sol estar entorn dels 130 km.

Radar secundari de vigilància

L'origen del radar secundari de vigilància¹⁰ prové de la necessitat militar quant a identificar les aeronaus detectades com a aliades o enemigues. Això es coneix com a funció d'IFF¹¹. Aquest sistema va anar evolucionant fins que va passar a aplicacions de caràcter civil com és el control de trànsit aeri.

Vegeu també

El sistema DME s'estudia en el subapartat 2.1.3 d'aquest mòdul.

⁽⁹⁾En anglès, *primary surveillance radar (PSR)*

⁽¹⁰⁾En anglès, *secondary surveillance radar (SSR)*

⁽¹¹⁾IFF és la sigla en anglès d'*identification friend or foe*.

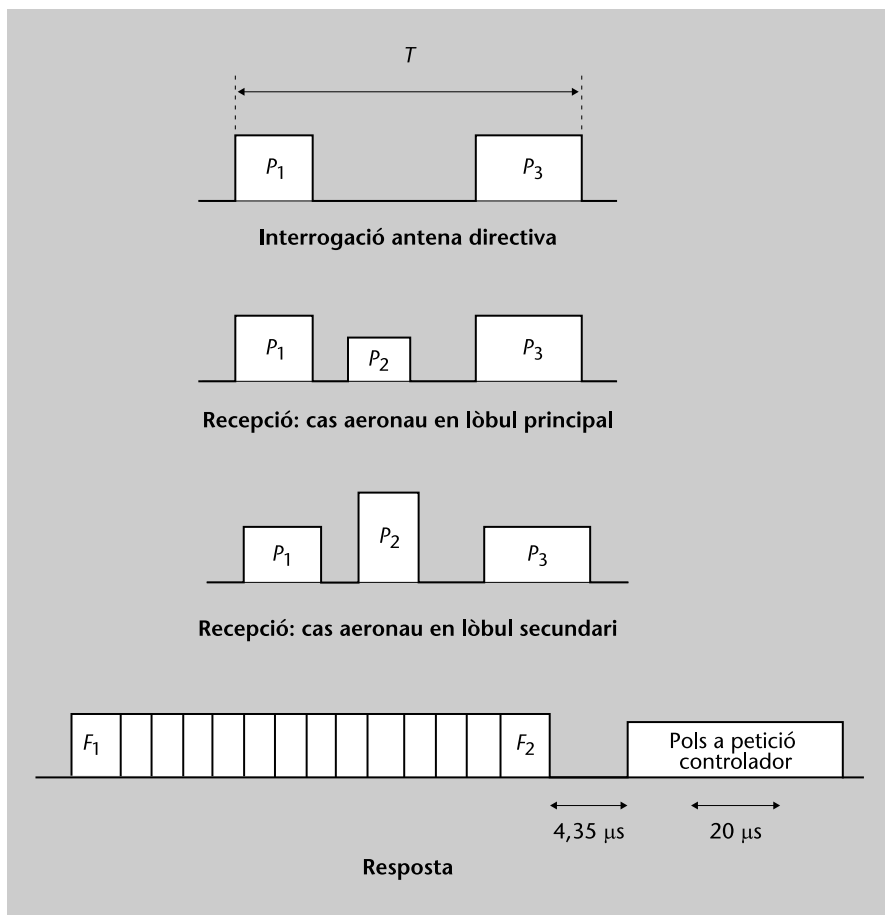
El sistema en si del radar secundari de vigilància es basa en l'enviament d'un missatge d'interrogació des de l'equip de terra. L'aeronau ha d'estar equipada amb un transponedor que processa aquest missatge i envia un senyal en forma de resposta.

Quant al senyal enviat per l'equip de terra, aquest s'envia amb una freqüència portadora de 1.030 MHz i consisteix en l'enviament d'un parell de polsos de 0,8 μ s de durada, P_1 i P_3 . Aquests polsos, tal com es reflecteix en la figura 18, estan separats T segons i depenent del valor d'aquesta T es té un mode d'interrogació diferent:

- Modes militars:
 - Mode 1: $T = 3 \mu$ s.
 - Mode 2: $T = 5 \mu$ s.
 - Mode 3: $T = 8 \mu$ s.

- Modes civils:
 - Mode A: $T = 8 \mu$ s.
 - Mode B: $T = 17 \mu$ s.
 - Mode C: $T = 21 \mu$ s.
 - Mode D: $T = 25 \mu$ s.

Figura 18. Interrogació i resposta en SSR



Com es pot observar, el mode 3 és igual que el mode A, ja que és un mode comú utilitzat tant en aplicacions militars com civils per a indicar-li al transponedor que ha de respondre amb un codi. Quant al mode C, aquest s'utilitza per a demanar al transponedor que respongui amb informació d'altura (altitud baromètrica). Els modes 1 i 2 són d'ús militar, mentre que els modes B i D estan reservats per a una utilització futura.

És important destacar que el radar secundari fa interrogacions de manera indiscriminada (és a dir, no s'identifica la destinació de la interrogació en el missatge). Per tant, encara que el radar secundari està equipat amb una antena directiva que genera un feix d'escombratge, es produeixen situacions en les quals aeronaus properes a l'aeronau d'interès reben el senyal d'interrogació per mitjà d'un lòbul secundari, i d'aquesta manera indueixen falses respostes. Per a evitar aquest problema, es transmet un tercer pols, P_2 , mitjançant una antena no directiva i separat $2 \mu s$ de P_1 (vegeu la figura 18).

L'aeronau, per tant, podrà detectar si està en lòbul principal o secundari comparant el nivell d'amplitud del pols P_2 amb els nivells P_1 i P_3 , i contesta únicament si es troba en el lòbul principal. Per a dur a terme aquesta contestació, el transponedor de l'aeronau s'espera $50 \mu s$ i contesta seguint el patró indicat

⁽¹²⁾En anglès, *supplemental pulse identification (SPI)*.

també en la figura 18. És a dir, envia dos polsos de 0,4 µs d'amplada, F_1 i F_2 , amb una freqüència portadora de 1.090 MHz. Aquests polsos estan separats 20,3 µs i, entre aquests, s'intercalen 12 polsos més per a enviar la informació. Per tant, es poden enviar 2^{12} codis (o missatges) diferents. A la finalització del pols F_2 , el transponedor pot enviar també el pols d'identificació de l'aeronau¹². Aquest pols, de 20 µs de durada enviat 4,35 µs després de F_2 , és en realitat un tipus de senyal especial que provoca que l'indicador de l'aeronau es vegi reflectit més forta en la pantalla del controlador aeri i d'aquesta manera pugui identificar-la més fàcilment. Aquest tipus de senyal s'envia a petició del controlador aeri mateix.

Com s'ha observat, aquest sistema soluciona els problemes observats en el cas del radar primari quant a identificació d'aeronaus i necessitat de potències de transmissió elevades (ja que l'aeronau genera el senyal de tornada). No obstant això, depèn que l'aeronau estigui equipada o no amb un transponedor. Per aquest motiu, tal com es comentava en el subapartat anterior, aquests sistemes solen operar conjuntament.

2.3.2. Sistemes d'ajuda a l'aterratge

Hi ha dos sistemes bàsics d'ajuda a l'aterratge: el sistema ILS i el sistema MLS.

Sistema ILS

El sistema ILS¹³ és un sistema dissenyat per a guiar els pilots d'aeronaus cap a la pista d'aterratge. Aquest sistema va ser desenvolupat a Alemanya i als Estats Units als anys vint i va ser homologat per la ICAO el 1947. Anteriorment, l'aproximació a pista es feia mitjançant ajudes visuals. Des d'aquella època, no obstant això, el pilot ha d'usar ajuda instrumental per a dur a terme l'aterratge en situacions en què la visibilitat sigui restringida a causa de la boira, pluja o neu, per exemple, i ILS és el sistema més utilitzat.

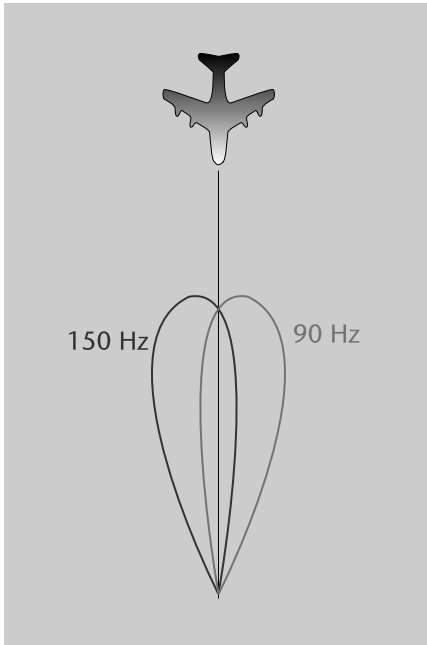
⁽¹³⁾ ILS és l'abreviatura en anglès d'*instrument landing system*.

El sistema ILS està format per tres parts principals:

1) **Localitzador.** Encarregat de donar informació d'azimut a l'aeronau i situat al final de la pista d'aterratge. Aquest sistema està format per un transmissor que opera amb una freqüència portadora dins d'un dels 40 canals de 50 kHz definits en el rang 108-112 MHz. En concret, s'envien dos senyals amb la mateixa portadora, cadascun modulats en amplitud per dos tons diferents (de 90 i 150 Hz) i amb dos feixos diferents, tal com es representa en la figura 19. Aquests feixos diferents s'aconsegueixen mitjançant l'ús d'un transmissor equipat amb una agrupació d'antenes, en què cadascuna està apropiadament excitada (adaptant la fase) per a poder aconseguir els diagrames de radiació desitjats. La idea d'aquest esquema bàsicament consisteix que si l'avió està desviat cap a la dreta pel que fa a la línia central de la pista, rep el to de 150 Hz amb una profunditat de modulació més gran, mentre que es rep la tonalitat a 90 Hz

més forta en cas contrari. Per tant, l'aeronau segueix la trajectòria correcta en el cas que tots dos senyals arribin amb la mateixa intensitat. L'abast d'aquest equip és de 40 km, posseeix una cobertura angular de $\pm 10-20^\circ$ en azimuth i 7° en elevació, i presenta unes precisions entre 0,1 i $0,5^\circ$.

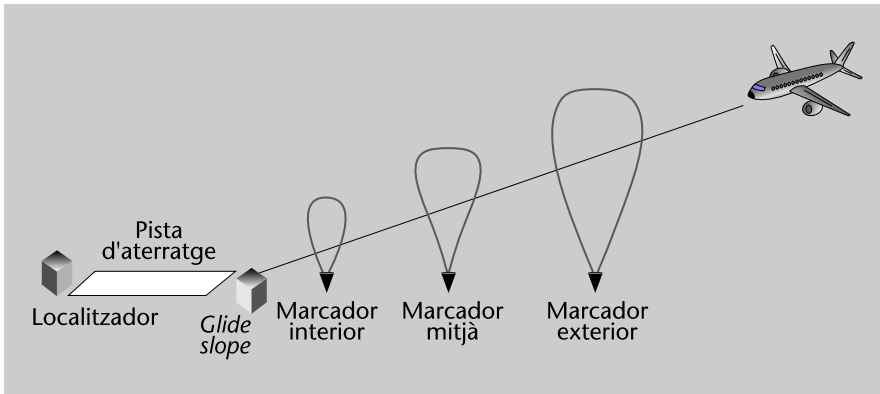
Figura 19. Diagrames de radiació dels feixos corresponents als tons de 150 Hz i 90 Hz utilitzats en el localitzador



2) **Glide slope.** Encarregat de donar informació sobre elevació i situat a peu de pista. De manera similar al localitzador, s'envia un senyal modulad per dos tons, també de 90 i 150 Hz i en feixos diferents, però en un dels 40 canals disponibles en la banda 329-335 MHz. En aquest cas el feix de 90 Hz predomina en angles superiors a l'angle d'elevació correcte (situat entre $2,5$ i $3,5^\circ$), mentre que els angles inferiors estan predominats pel to de 150 Hz. L'abast d'aquest equip és de 18 km, posseeix una cobertura angular de $\pm 8^\circ$ en azimuth i $0,45-1,75 \theta$ en elevació (θ és l'angle d'elevació seleccionat en el *glide slope*), i presenta unes precisions entre 0,1 i $0,2^\circ$.

3) **Marcadors.** Encarregats de donar informació sobre la distància fins a la pista. Aquests marcadors se situen sobre els 8 km (exterior), 1 km (mitjà) i 400 m (interior) del peu de pista. En alguns aeroports tenen únicament els marcadors exterior i mitjà. Cadascun d'aquests marcadors consisteix en un transmissor que opera a la freqüència de 75 MHz i amb una antena que presenta un feix principal cap al zenit (figura 20). El senyal de cada marcador està modulad en amplitud (senyal AM) amb tons a diferents freqüències: 400 Hz (exterior), 1.300 Hz (el mitjà) i 3.000 Hz (l'interior). El funcionament consisteix bàsicament que el receptor situat en l'avió va rebent els senyals d'aquests a mesura que sobrevola per sobre i es va encenent un indicador en l'instrument del pilot que indica l'últim marcador sobrevolat.

Figura 20. Sistema ILS



Sistema MLS

Abans de passar a descriure el sistema MLS, cal comentar que la ICAO defineix des de 1985 tres categories de visibilitat per als instruments d'ajuda d'aterratge:

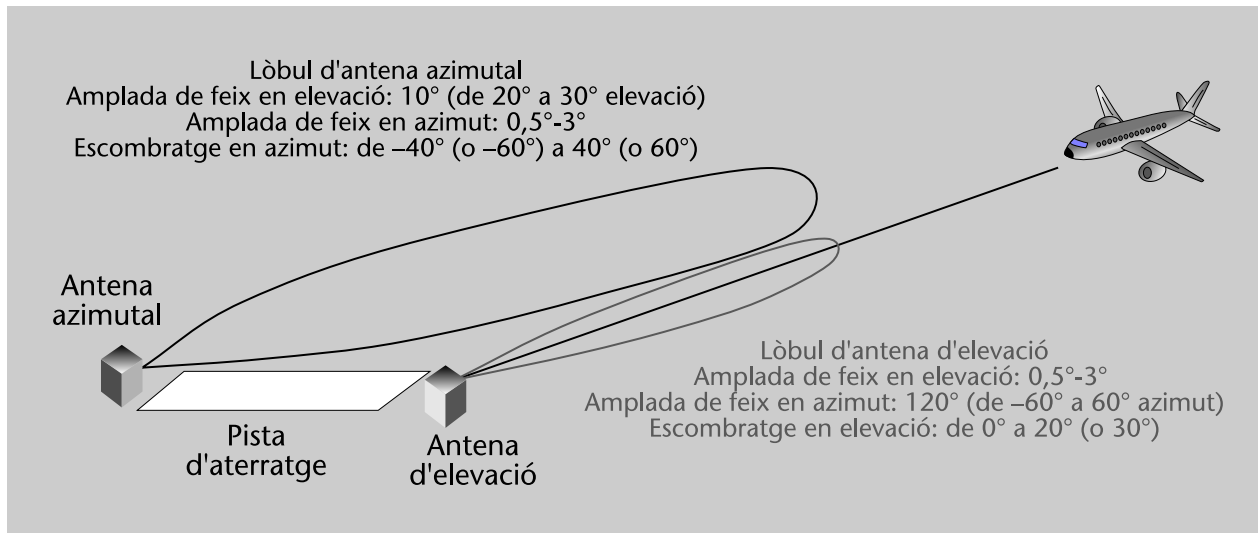
- **Categoria I:** quan els instruments són útils fins a 60 m d'altura;
- **Categoria II:** quan es poden utilitzar fins a 30 m, i
- **Categoria III:** si es poden emprar fins a 0 m d'altura.

Quant al sistema ILS, hi ha equips que tenen les tres categories, però gran part només compleixen els requisits de la categoria I. Atès que s'ha anat augmentat la regularització dels sistemes amb l'objectiu de proporcionar més seguretat, en part a causa que el 40% dels accidents aeris es produeixen en les maniobres d'aproximació i aterratge, sorgeix la necessitat de dissenyar sistemes alternatius a l'ILS capaços de satisfer els requisits de la categories II i III. D'aquesta necessitat va néixer el sistema MLS l'any 1967.

El sistema MLS¹⁴ deu el seu nom al fet que opera en la banda de les microones. En l'època en què es va dissenyar el sistema, es van proposar dues alternatives de disseny: Doppler MLS (DMLS) i *time reference scanning-beam* (TRSB). No va ser fins a l'any 1978 quan la ICAO es va decidir decantar per l'opció TRSB. A continuació es descriu el principi de funcionament d'aquesta modalitat MLS, la qual disposa de dues parts, tal com es mostra en la figura 21:

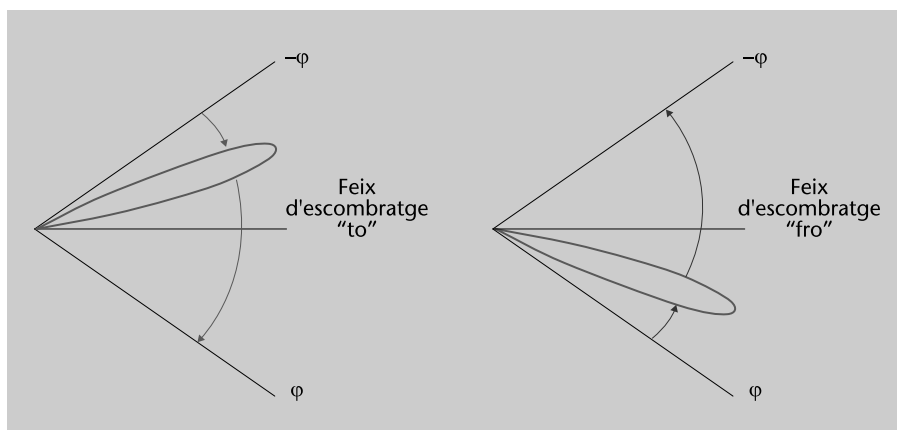
⁽¹⁴⁾MLS és l'abreviatura en anglès de *microwave landing system*.

Figura 21. Sistema MLS



1) Antena azimutal. Aquesta antena s'encarrega de proporcionar informació d'azimut al pilot de l'aeronau. Per a això, transmet una sèrie de polsos mitjançant un feix d'escombratge bastant directiu, el qual va escombrant la zona definida per la regió $\pm\varphi$ (centrada en la línia central de la pista), on es prenen com a valor de φ angles entre 40 i 60° , depenent de l'aeroport. Per a això, el transmissor disposa d'una agrupació d'antenes i l'escombratge es fa de manera electrònica variant els desfasaments entre els senyals transmesos en les diferents antenes. Com en el cas del localitzador de l'ILS, aquesta antena se situa al final de la pista d'aterratge. La velocitat d'escombratge és de $0,02^\circ/s$ i el principi de funcionament es basa en l'esquema "to-fro". Tal com es mostra en la figura 22, s'envien els polsos "to" quan el feix principal escombra en un sentit, mentre que s'envien els polsos "fro" quan escombra en el sentit contrari. El receptor equipat en l'aeronau, per la seva banda, mesura la diferència de temps entre que ha rebut el pols "to" i el pols "fro". A partir d'aquesta diferència de temps es pot saber el desviament que presenta l'aeronau respecte a la direcció de la pista.

Figura 22. Funcionament de l'escombratge "to-fro"



2) **Antena d'elevació.** Encarregat de donar informació de l'elevació de l'aeronau. Com en el cas del *glide slope* de l'ILS, aquesta antena se situa peu de pista. Quant al principi de funcionament, s'utilitza també el principi "to-fro" per a determinar la desviació de l'aeronau respecte a l'elevació esperada.

Tant l'antena d'azimut com la d'elevació treballen en la mateixa banda entre 5.031,0 MHz i 5.090,7 MHz, dividida en 200 canals de 300 kHz. Els errors en azimut obtinguts estan compresos entre els 0,03° i els 0,05°, i els errors d'elevació són encara menors. Per tant, és un sistema que presenta unes precisions bastant millors que les de l'ILS.

Finalment, cal comentar que, encara que el sistema MLS va néixer amb l'objectiu de substituir l'ILS, la veritat és que tots dos sistemes coexisteixen en gran part dels aeroports. Això és en part perquè, encara que MLS proporciona millors resultats quant a precisió, aquests resultats no arriben a compensar l'alt cost de l'equipament. Per això algunes companyies aèries són reticents davant aquest sistema. D'altra banda, el futur de tots dos sistemes és una mica incert tenint en compte els avanços assolits amb sistemes de navegació satel·litaris com el GPS.

3. Sistemes de radionavegació per satèl·lit

En els sistemes de radionavegació per satèl·lit, s'utilitza una constel·lació de satèl·lits per a enviar senyals de radionavegació de manera contínua. Utilitzant aquests senyals, l'usuari del sistema pot estimar la distància que el separa de cadascun dels diferents satèl·lits. Al costat de la informació de la posició de cada satèl·lit en vista, també facilitada pel contingut del senyal enviat, l'usuari pot finalment obtenir la seva posició.

El fet d'utilitzar satèl·lits per a transmetre els senyals de radionavegació confereix a aquests sistemes una sèrie d'avantatges enfront dels sistemes basats en estacions terrestres, comentat en els apartats anteriors. La més palesa és la gran cobertura que poden oferir aquests sistemes, i per això algunes de les solucions basades en aquest concepte exploten aquest fet per a oferir un servei de cobertura global.

Origen dels sistemes de radionavegació per satèl·lit

Amb el llançament del primer satèl·lit artificial, l'*Sputnik I*, per part de la Unió Soviètica l'any 1957, els investigadors del Laboratori de Física Aplicada de la Universitat John Hopkins van dedicar esforços per a determinar-ne la posició. Per a aconseguir la seva comesa, van utilitzar els senyals que emetia aquest satèl·lit rebuts en diversos receptors, explotant el fet que aquests receptors estaven en posicions conegudes. Aquest assoliment va motivar la formulació del problema invers, que era precisament poder localitzar un blanc utilitzant també senyals enviats per diversos satèl·lits però coneixent-ne la posició. A partir d'aquí es va començar a desenvolupar el primer sistema de navegació per satèl·lit adoptat per la marina dels Estats Units, conegut com a Transit.

Abans de passar als diferents subapartats, és important destacar que aquest subapartat està orientat a oferir-vos una descripció general dels sistemes de radionavegació per satèl·lit, i introdueix, per tant, els conceptes bàsics d'aquests, com l'arquitectura utilitzada generalment i algunes nocions de mecànica orbital. Al seu torn, es fa una breu presentació d'alguns sistemes implementats en la pràctica.

Vegeu també

Els sistemes satel·litaris més importants, GPS i Galileo, s'estudien en detall en els mòduls 4 i 5, respectivament.

3.1. Arquitectura dels sistemes de radionavegació per satèl·lit

Els sistemes de radionavegació per satèl·lit solen presentar una arquitectura dividida en tres parts (denominades també *segments*), tal com es mostra en la figura 23:

1) **Segment espacial.** Està format per la constel·lació de satèl·lits del sistema. Cadascun d'aquests satèl·lits transmet de manera contínua un missatge de navegació que inclou les efemèrides, que són un conjunt de valors que permeten determinar la posició del satèl·lit. Tal com s'ha comentat anteriorment, aquesta informació s'utilitza, al costat de l'estimació de distància entre el blanc i els satèl·lits, per a dur a terme la determinació de la posició de l'usuari.

2) **Segment de control.** Encarregat de monitorar i fer el seguiment dels diferents satèl·lits del segment espacial, actualitzar-ne les efemèrides, construir el missatge de navegació que envia cadascun i actualitzar paràmetres dels equips de bord com, per exemple, els estats dels rellotges utilitzats per a sincronitzar el sistema. Aquest segment està al seu torn normalment dividit en el següent:

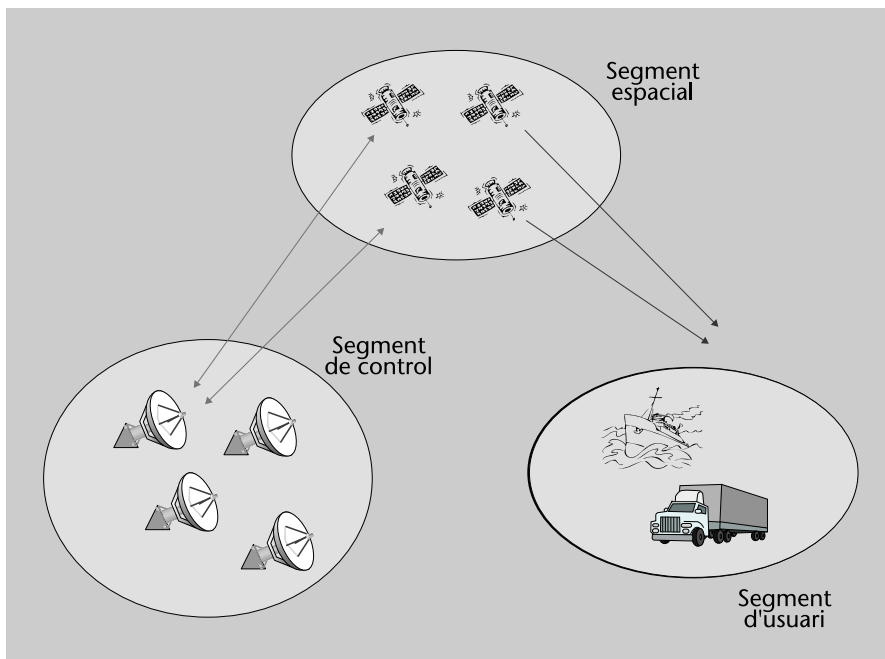
a) Estacions de monitoratge repartides per la superfície terrestre encarregades de seguir els senyals de cada satèl·lit i calcular les distàncies entre l'estació i els diferents satèl·lits.

b) Una estació de control mestra encarregada de centralitzar tota la informació obtinguda de les estacions de monitoratge. A més, és en aquesta estació on es du a terme tot el processament d'informació per a mantenir els satèl·lits en les seves òrbites, actualitzar-ne els rellotges, i on es construeix el missatge de navegació que ha d'enviar cadascun.

c) Estacions de transmissió de dades (o normalment referides en anglès com a *ground antennas*) encarregades de transmetre les ordres de l'estació de control i els missatges de navegació creats als satèl·lits.

3) **Segment d'usuari.** Està format pels receptors del sistema utilitzats pels usuaris per a obtenir informació de la seva posició. Depenent del sistema de radionavegació en si, hi ha diferents classificacions aplicades als tipus de receptors, com civils/militars, seqüencial/múltiplex, monofreqüència/multifreqüència, etc.

Figura 23. Arquitectura dels sistemes de radionavegació per satèl·lit



3.2. Fonaments de mecànica orbital

Les lleis de mecànica que regeixen el comportament dels satèl·lits en l'espai són les lleis de Kepler. Encara que aquestes lleis es van derivar tenint en compte les òrbites dels planetes al voltant del Sol, també són aplicables als satèl·lits artificials. En concret, en aplicar les lleis de Kepler als satèl·lits artificials que orbiten al voltant de la Terra, s'assumeix que les masses dels satèl·lits de la Terra són masses puntuals i que les forces gravitacionals són les úniques forces que actuen en el sistema. A més, es té en compte que els satèl·lits estan únicament afectats per la força gravitacional de la Terra, i se suposa que les forces que puguin aplicar els altres cossos celestes són menyspreables.

Lleis de Kepler

Les lleis de Kepler són degudes a l'astrònom alemany Johannes Kepler que, a partir de les observacions fetes en alguns planetes per l'astrònom danès Tycho Brahe, va formular dues de les seves tres lleis l'any 1609 i, deu anys després, va acabar formulant la tercera llei.

A partir d'aquestes suposicions, les lleis s'apliquen de la manera següent:

- 1) L'òrbita de cada satèl·lit és una secció cònica (és a dir, una el·lipse, paràbola o hipèrbola) amb el centre de gravetat de la Terra com un dels focus.
- 2) El vector entre el centre de gravetat de la Terra i el centre de gravetat del satèl·lit escombra àrees iguals en temps iguals (quan el satèl·lit està més proper a la Terra, el satèl·lit es mou més ràpid).
- 3) Si el satèl·lit té una òrbita el·líptica, el quadrat del període d'òrbita és igual al cub del semieix major de l'òrbita.

Aquestes lleis es basen en la llei gravitacional universal, que no va ser publicada fins a prop de 70 anys després per Isaac Newton en els *Philosophiae Naturalis Principia Mathematica* (1687).

La llei gravitacional universal estableix que dos cossos de massa M i m separats per una distància r s'atreuen amb forces iguals i oposades, i el seu mòdul s'expressa amb la fórmula següent:

$$F = G \frac{Mm}{r^2} \quad (51)$$

en què G és la constant de gravitació universal, $G = 6,67 \cdot 10^{-11} \text{ m}^3/(\text{kg} \cdot \text{s}^2)$.

Gràcies a aquestes lleis, es pot determinar l'òrbita que presenten cadascun dels satèl·lits utilitzats en el segment espacial i la posició de cada satèl·lit dins de la seva òrbita.

En concret, per a descriure una òrbita i la posició d'un satèl·lit dins d'aquesta, s'utilitzen una sèrie de paràmetres coneguts com a paràmetres orbitals (o paràmetres keplerians), els quals es presenten a continuació i es mostren en la figura 24:

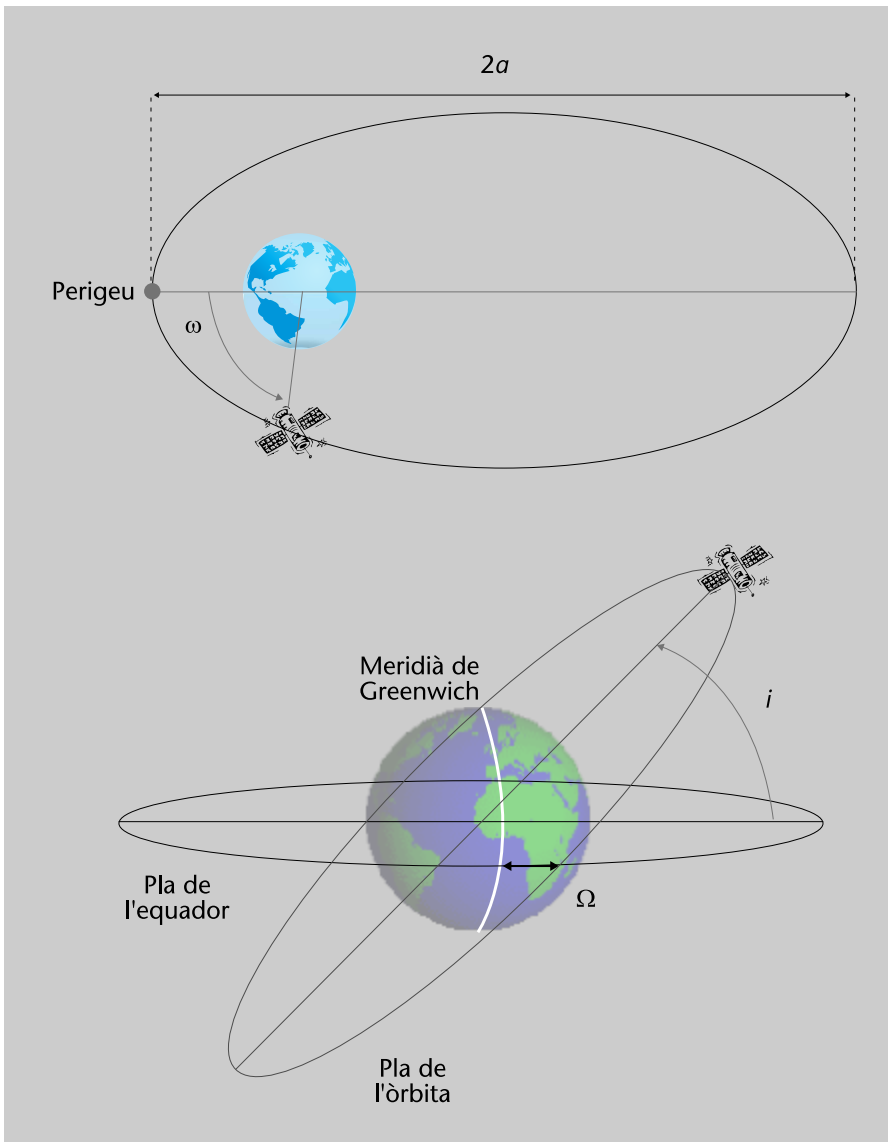
- **Semieix major de l'òrbita (a)**. Determina la mida de l'òrbita.
- **Excentricitat de l'òrbita (e)**. Defineix la forma de l'òrbita i està determinada per l'expressió:

$$e = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a} \quad (52)$$

en què b és el semieix menor de la forma orbital.

- **Inclinació del pla d'òrbita (i)**. És l'angle entre el pla de l'òrbita i el pla de l'equador.
- **Longitud del node ascendent (Ω)**. És l'angle, mesurat en el pla de l'equador, existent entre el meridià de Greenwich i el punt on talla l'òrbita amb el pla de l'equador.
- **Argument del perigeu o orientació (ω)**. És l'angle, mesurat en el pla de l'òrbita del satèl·lit, entre el vector radi, calculat en passar pel perigeu, i la direcció del node ascendent. El perigeu es defineix com el punt de l'òrbita del satèl·lit on aquest satèl·lit es troba el més proper possible al centre de la Terra.
- **Instant de pas pel perigeu (t_0)**. És l'instant de temps que passa el satèl·lit pel perigeu.

Figura 24. Paràmetres keplerians



A partir dels sis paràmetres orbitals (a , e , i , Ω , ω , t_0), es pot obtenir la posició del satèl·lit en cada instant t . El problema, no obstant això, és que en la pràctica hi ha diferents perturbacions que causen que el satèl·lit no segueixi l'òrbita teòrica. Aquestes perturbacions estan causades pel fet que la Terra no és una esfera perfecta i posseeix una distribució irregular de la massa, els efectes de les mareas, la pressió de la radiació solar, el fregament de l'aire, les forces originades a l'interior del satèl·lit (propulsors de control, sistemes de correcció d'òrbita, etc.) i efectes relativistes.

Per tant, per a posicionar de manera correcta el satèl·lit s'han de trobar una sèrie de correccions conegudes amb el nom d'anomalies. Aquestes anomalies es calculen a partir dels resultats obtinguts en les estacions de monitoratge i són les següents (figura 25):

- **Anomalia mitjana (M).** És l'angle existent entre la direcció del perigeu del satèl·lit considerat i el radi vector d'un satèl·lit fictici amb òrbita circular i

període igual al del satèl·lit considerat, T . Aquesta anomalia es pot calcular com:

$$M = \frac{2\pi}{T}(t - t_0) \quad (53)$$

en què t és l'instant de temps en el qual es fa la mesura.

- **Anomalia excèntrica (E).** És l'angle existent entre la direcció del perigeu del satèl·lit considerat i el radi vector del satèl·lit considerat obtingut tenint en compte el centre d'una circumferència amb radi igual al semieix major, a , i centrada en l'el·lipse que descriu l'òrbita d'aquest satèl·lit. Aquest angle s'obté a partir de la resolució de l'equació següent:

$$M = E - e \sin(E) \quad (54)$$

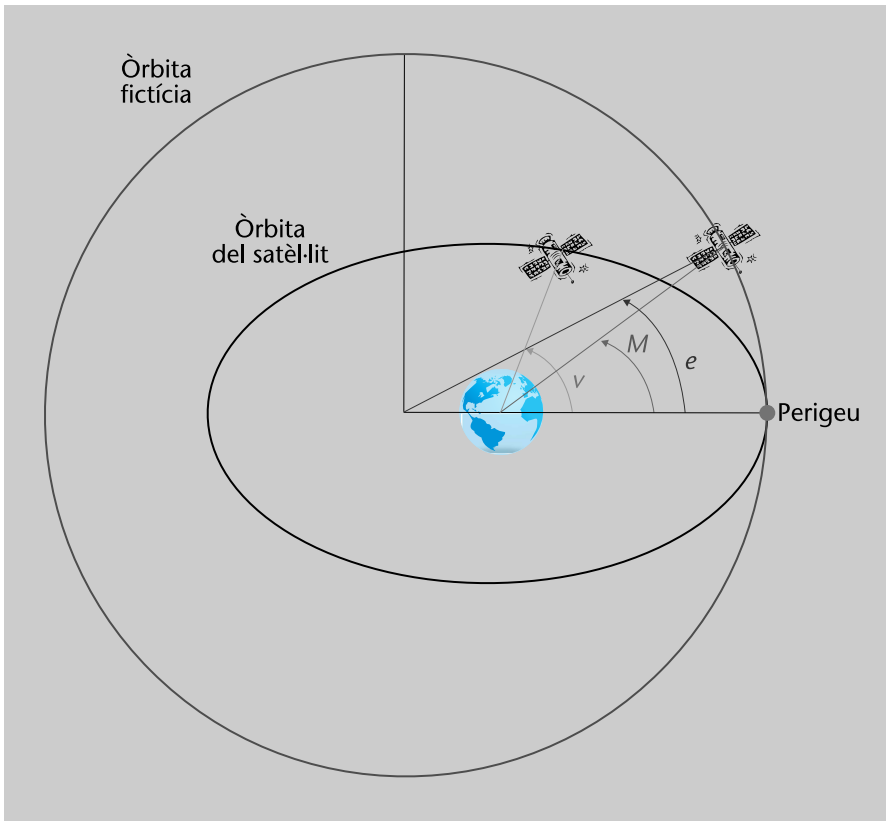
Aquesta equació s'ha de resoldre mitjançant un mètode iteratiu.

- **Anomalia veritable (v).** En aquest cas és l'angle existent entre el perigeu i el radi vector del satèl·lit quan es considera el focus de l'el·lipse que descriu l'òrbita. Aquesta anomalia rep el nom de *veritable* perquè és la que finalment ens ofereix la posició exacta del satèl·lit. Per a calcular-la, és necessari haver obtingut les dues anomalies anteriors, i cal resoldre l'expressió següent:

$$v = 2 \arctan \left(\sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan\left(\frac{E}{2}\right) \right) \quad (55)$$

Finalment, gràcies a l'obtenció d'aquests valors, es pot obtenir la posició del satèl·lit. En alguns sistemes, com en el cas de GPS, aquesta posició es refereix també a un sistema de coordenades terrestres, i s'usa el WGS-84 en l'exemple esmentat.

Figura 25. Anomalies



Exemple de càlcul d'anomalies

En una estació de monitoratge es fa el seguiment d'un satèl·lit. Alguns dels paràmetres orbitals d'aquest satèl·lit són:

- $a = 42.163,57$ km
- $e = 0,131955$
- $T = 1.436,0376$ minuts

Tenint en compte que es té registrat que l'instant de pas pel perigeu s'ha donat a les 12 hores del 16 de juny del 2010, calculeu les anomalies corresponents a l'instant donat per les 12 hores del 22 de juny del 2010.

Solució

Les anomalies estan determinades per les expressions següents:

- Anomalia mitjana (M):

$$M = \frac{2\pi}{T}(t - t_0) \quad (56)$$

- Anomalia excèntrica (E):

$$M = E - e \sin(E) \quad (57)$$

- Anomalia veritable (v):

$$v = 2 \arctan \left(\sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \left(\frac{E}{2} \right) \right) \quad (58)$$

Per tant, per a començar a resoldre el problema s'ha de trobar l'anomalia mitjana i, per a això, s'ha d'obtenir la diferència entre l'instant en què es fa la mesura, t , i l'instant de pas pel perigeu, t_0 . Concretament, el primer instant es correspon a les 12 hores del 22 de

juny del 2010 i el segon a les 12 hores del 16 de juny del 2010. En aquest cas, hi ha 6 dies de diferència, i s'obté l'expressió següent com a resultat:

$$t - t_0 = 6 \times 24 \times 60 = 8.640 \text{ minuts} \quad (59)$$

Noteu que s'ha deixat el resultat expressat en minuts, atès que el període del satèl·lit s'expressa en aquesta mateixa unitat.

Fet això, es pot calcular ja l'anomalia mitjana com:

$$M = \frac{2\pi}{T}(t - t_0) = \frac{2\pi}{1.436,0376} \cdot 8.640 = 6,01655 \cdot 2\pi \text{ rad} \quad (60)$$

Passant el valor de radians a graus s'obté el següent:

$$M = 6,01655 \cdot 2\pi \frac{360}{2\pi} = 2.165,9609^\circ \quad (61)$$

Acabant d'ajustar l'expressió, és a dir, sostraint els cicles complets (en aquest cas 6), s'arriba al resultat següent:

$$M = 2.165,9609^\circ - 360^\circ \cdot 6 = 5,9609^\circ \quad (62)$$

En el cas de l'anomalia excèntrica, s'ha de resoldre l'equació següent:

$$M = E - e \sin(E) \quad (63)$$

i per a això és necessari recórrer a un mètode iteratiu. En concret, es considerarà el mètode de la bisecció, el qual s'explica a continuació.

El mètode de la bisecció s'utilitza per a trobar de manera iterativa el valor de x que fa que una funció $f(x)$ sigui igual a 0. Concretament s'inicia l'algorisme amb dos punts x_1 i x_2 . A continuació, s'avalua $f(x_1)$ i $f(x_2)$. En el cas que els valors obtinguts tinguin el mateix signe, es proposen altres valors fins a trobar un parell que assegurin que $f(x_1)$ i $f(x_2)$ tenen signes contraris. En el cas que tinguin signes contraris, es proposa un nou valor $x_3 = (x_1 + x_2)/2$ i s'avalua $f(x_3)$. Segons el signe obtingut, s'elimina dels punts anteriors (x_1 o x_2) aquell que tingui el mateix signe. D'aquesta manera s'assegura que els dos punts que han sobreviscut tenen diferent signe i la regió de cerca es va fitant. L'algorisme es va iterant fins que s'arribi a un punt x_i que assegurin que $f(x_i) < e_{tol}$, en què e_{tol} és el nivell de tolerància desitjat.

En el cas d'aquest problema, $x = E$ i $f(E) = M - E + e \sin(E)$. Atès que aquesta fórmula està expressada en radians, es treballarà amb el valor següent de M :

$$M = 5,9609^\circ \frac{2\pi}{360^\circ} = 0,104 \text{ rad} \quad (64)$$

Quant a l'algorisme de resolució, s'inicialitza proposant dos valors de E propers a M per damunt i per sota, ja que se sol obtenir com a solució final un valor aproximat. En concret s'inicialitza l'algorisme amb:

$$\begin{aligned} E_1 &= 0,104 \text{ rad} \\ E_2 &= 0,2 \text{ rad} \end{aligned} \quad (65)$$

I s'obté:

$$\begin{aligned} f(E_1) &= 0,104 \\ f(E_2) &= -0,0697 \end{aligned} \quad (66)$$

Atès que els signes són diferents, es passa a calcular E_3 com a:

$$\begin{aligned} E_3 &= \frac{0,104+0,2}{2} = 0,1520 \text{ rad} \\ f(E_3) &= -0,0280 \end{aligned} \quad (67)$$

Tal com es pot observar, $f(E_3) < 0$ i, per tant, el parell següent de punts seran E_1 i E_3 . Amb aquesta selecció, es calcula E_4 com:

$$\begin{aligned} E_4 &= \frac{0,104+0,1520}{2} = 0,1280 \text{ rad} \\ f(E_4) &= -0,0071 \end{aligned} \quad (68)$$

Com que $f(E_4) < 0$, es continua l'algorisme amb els punts E_1 i E_4 . En concret, si es continua iterant l'algorisme s'arriba a obtenir com a resultat el valor següent per a l'anomalia excèntrica:

$$E = 0,1190 \text{ rad} = 6,8182^\circ \quad (69)$$

en què s'ha considerat una tolerància $e_{tol} = 10^{-3}$.

Finalment, es calcula l'anomalia veritable com:

$$\begin{aligned} v &= 2 \arctan \left(\sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \left(\frac{E}{2} \right) \right) = 2 \arctan \left(\sqrt{\frac{1+0,131955}{1-0,131955}} \tan \left(\frac{0,1190}{2} \right) \right) \\ &= 0,135842 \text{ rad} = 7,7831^\circ \end{aligned} \quad (70)$$

3.3. Sistemes amb cobertura global

Els sistemes de radionavegació per satèl·lit amb cobertura global implementats en la pràctica i disponibles actualment (o en fase d'implementació) són GPS, GLONASS i Galileo.

3.3.1. GLONASS

El sistema GLONASS¹⁵ va ser desenvolupat per l'antiga Unió Soviètica en la dècada dels setanta i actualment està a càrrec del Ministeri de Defensa de la Federació Russa.

Origen del sistema GLONASSOK

Originalment, el sistema GLONASS es va dissenyar amb l'objectiu de tenir un sistema independent del GPS per a ús militar i, després de verificar el comportament del sistema en proves inicials, estendre'l a l'ús civil. No obstant això, atès els canvis que ha sofert la situació política mundial, aquest sistema es presenta ara com un possible sistema complementari per a millorar la precisió dels receptors capaços d'operar amb tots dos sistemes.

Quant a l'arquitectura del sistema, el més destacable és el següent:

- **Segment espacial.** El sistema es va dissenyar amb una constel·lació de 24 satèl·lits (21 d'operatius i 3 de reserva); aquests satèl·lits estan distribuïts en tres plans orbitals de 8 satèl·lits cadascun amb inclinació de $64,8^\circ$. Cadascun d'aquests satèl·lits té una òrbita aproximadament circular d'uns 19.100 km i un període d'11 hores i 15 minuts. El primer satèl·lit va ser llançat el 1982 i no va ser fins l'any 1995 quan es van llançar els últims satèl·lits per a completar la constel·lació de 24. No obstant això, la constel·lació de satèl·lits no es va poder mantenir completa durant gaire temps a causa

Vegeu també

Atès que en els mòduls 4 i 5 es descriuen amb detall els sistemes GPS i Galileo, respectivament, aquest subapartat se centra a descriure únicament el sistema GLONASS.

⁽¹⁵⁾ GLONASS és la sigla en anglès de *global orbital navigation satellite system*.

que els satèl·lits antics van començar a fallar i la situació econòmica de Rússia no en permetia el restabliment complet. En concret, el sistema va estar amb només 6-8 satèl·lits en el període 2001-2004. No obstant això, en l'any 2001, la Federació Russa va iniciar un programa de restabliment i millora de GLONASS a 10 anys vista. En aquesta línia, es van llançar alguns satèl·lits durant els anys següents per a arribar als 19 satèl·lits operatius l'any 2007 (que es mantenen fins a la data de redacció d'aquest llibre). Actualment, amb aquest nombre de satèl·lits no es pot oferir cobertura global (24 satèl·lits són necessaris), i, per tant, hi ha discontinuïtats en el servei i el sistema es veu reduït a poder oferir un bon servei només al territori rus (18 satèl·lits necessaris). No obstant això, està previst incrementar el nombre de satèl·lits operatius en els propers anys.

- **Segment de control.** Aquest segment està format per un conjunt d'estacions de control situades inicialment en territori de l'antiga Unió Soviètica. Amb la dissolució d'aquesta, únicament es van mantenir les estacions situades en territori rus excepte una estació situada a Kitab (Uzbekistan). Com en altres sistemes, els principals objectius del segment de control en GLONASS són: seguiment dels satèl·lits i enviament d'ordres de control, mesura i predicció de les efemèrides de cada satèl·lit (presentades en coordenades cartesianes en aquest cas), sincronització dels rellotges dels satèl·lits amb la referència de temps de GLONASS, enviament de les efemèrides i correccions de rellotges a cada satèl·lit per a incorporar-ho en el missatge de navegació, etc. Cal destacar que, a diferència d'altres sistemes, la distància entre les estacions de monitoratge i els diferents satèl·lits es du a terme amb tècniques de radar, i s'obtenen errors entorn dels 2-3 m. Aquestes mesures es calibren de manera periòdica amb algunes estacions equipades també amb radars basats en tecnologia làser i, per a dur a terme aquesta tasca, els satèl·lits estan especialment equipats amb retroreflectors làser.
- **Segment d'usuari.** En el cas de GLONASS, el segment d'usuari és petit i es concentra majorment a Rússia. Principalment, els receptors existents, basats en GLONASS i la combinació GPS-GLONASS, han estat fabricats per la indústria russa però, des de mitjan anys noranta, el nivell de fabricació ha baixat en gran mesura a causa de la falta d'usuaris. Fora de Rússia hi ha algun fabricant amb productes GPS-GLONASS orientat principalment a aplicacions geodèsiques d'altres prestacions (orientat a obtenir millors precisions combinant tots dos sistemes). Cal esmentar que el pla de millora de GLONASS comentat anteriorment té també com a objectiu fer inversions per al desenvolupament de receptors GLONASS. Per tant, es preveu un creixement del nombre d'usuaris.

El principi de funcionament és bastant similar al del GPS. Quant al tipus de senyal de radionavegació emprat, cada satèl·lit utilitza dues portadores. A diferència de GPS i Galileo, el valor de les freqüències d'aquestes portadores, f_{L_1} i f_{L_2} , varia segons el satèl·lit, tal com es mostra en l'expressió següent:

$$f_{L_1} = f_0 + i\Delta f_{L_1} \quad f_{L_2} = \frac{7}{9}f_{L_1} \quad (71)$$

En què $f_0 = 1.602$ MHz, i és un enter prenent com a valor el número del satèl·lit (1-24) i $\Delta f_{L_1} = 0,5625$ MHz.

En la portadora L_1 es transporten dos senyals, un d'alta precisió per a ús militar, i un altre de baixa precisió per a ús civil. Cadascun d'aquests senyals està eixamplat en espectre mitjançant l'ús de dues seqüències pseudoaleatòries diferents, referides aquí com a seqüència "P", en el cas d'alta precisió, i "C/A", en el cas de baixa precisió, amb l'objectiu de mantenir la mateixa nomenclatura utilitzada en GPS. La portadora L_2 , d'altra banda, únicament s'encarrega de transportar el codi "P". Les seqüències "C/A" i "P" són iguals en tots els satèl·lits i la diferenciació d'aquests es fa a partir de l'ús de diferents freqüències portadores. Altres característiques d'aquestes seqüències són les següents:

- **Seqüència "C/A"**: utilitza una seqüència de $2^9 - 1$ xips que s'envia amb una velocitat de codi de 0,511 Mxips/s. Per tant, el període de repetició de la seqüència és de $2^9 - 1/0,511 \cdot 10^6 = 1$ ms. Aquesta seqüència al seu torn és modulada amb el missatge de navegació mitjançant BPSK i a una velocitat de modulació de 50 bps.
- **Seqüència "P"**: en aquest cas la seqüència té una longitud de $2^{25} - 1$ xips, es transmet a 5,11 Mxips/s i el període de repetició seria, per tant, aproximadament de 6,56 s. No obstant això, aquest codi es retalla i es té un període d'1 s. D'altra banda, aquesta seqüència es transmet sense aplicar-se cap tipus de modulació.

3.4. Sistemes amb cobertura regional

A part dels sistemes presentats en el subapartat anterior, hi ha actualment sistemes alternatius però orientats a aplicacions o escenaris específics. Per aquest motiu aquests sistemes presenten una cobertura de tipus regional. El fet que estiguin centrats en una regió específica dóna lloc a unes precisions més grans. També hi ha sistemes implementats per motivacions polítiques amb la finalitat de no dependre de solucions de tercers. A continuació es descriuen de manera resumida els exemples més representatius.

Precisió del sistema GLONASS

L'exactitud del sistema és entorn dels 100 m quan s'utilitza el codi "C/A" (o PRSA en nomenclatura GLONASS). Quant al codi "P", alguna estimació feta per la Universitat de Leeds, en l'època que estava la constel·lació completa, el situa en els 20 m, però realment la precisió del sistema per a aquest cas és informació classificada.

3.4.1. STARFIX

Aquest sistema, de caràcter privat i operatiu des de 1986, es va crear amb l'objectiu d'oferir sistemes de posicionament a la indústria petrolífera en el Golf de Mèxic. No obstant això, també té cobertura en gran part dels Estats Units.

El sistema opera amb tres satèl·lits geostacionaris i, com en altres sistemes comentats anteriorment, s'utilitzen mesures de pseudorang per a dur a terme la localització del blanc. Per a això s'utilitzen seqüències pseudoaleatòries amb una velocitat de codi de 2,4576 Mxips/s, longituds de 16.383 bits i períodes de repetició aproximadament de 6,7 ms. Aquests senyals operen en la banda dels 4 GHz i el missatge de navegació es modula a 150 bps. L'exactitud que ofereix el sistema és de 5 m.

3.4.2. QZSS

El sistema *quasi-zenith satellite system* (QZSS) és un sistema desenvolupat al Japó promogut per iniciativa privada i el Govern japonès. És un sistema format per tres satèl·lits amb òrbites molt el·líptiques. El primer satèl·lit va ser llançat el passat mes de setembre del 2010 i s'espera que estigui totalment operatiu el 2013. Aquest sistema oferirà serveis de comunicacions i posicionament de manera conjunta. Concretament, aquest sistema estarà orientat a oferir serveis mòbils i, com a valor afegit, s'oferirà informació de posicionament en termes d'augmentació de GPS. La motivació d'aquest sistema està en part determinada pel fet que el comportament de GPS és bastant dolent en el 80% del país per la baixa visibilitat en *urban canyons* i terrenys muntanyencs.

Tal com s'ha comentat, els satèl·lits del sistema presentaran òrbites molt el·líptiques, i mostraran, per tant, elevacions més grans que 70° gran part del dia i d'això prové el nom de *quasi-zenith* (elevacions properes al zenit). A part d'enviar senyals de comunicacions en les bandes S i Ku, els satèl·lits del sistema treballaran també en la banda L enviant senyals propis de GPS i, d'aquesta manera, n'asseguraran la interoperabilitat i cobriran aquelles zones on el GPS arribi amb nivells de senyal poc acceptables. A més, també proporcionaran missatges sobre l'estat del sistema i dades addicionals per a millorar l'adquisició de senyals provinents de satèl·lits GPS.

3.4.3. Beidou i COMPASS

El sistema Beidou és un sistema de radionavegació per satèl·lit desenvolupat per la República Popular de la Xina que actualment es troba en fase experimental. Disposa únicament de 4 satèl·lits que ofereixen servei limitat i de caràcter regional a la Xina i voltants. El sistema, no obstant això, té com a objectiu convertir-se en una solució de caràcter global i, per a això, disposarà en

Urban canyons

Urban canyons és el terme anglosaxó utilitzat per a definir entorns urbans amb edificis alts. Aquests entorns presenten un aspecte similar als canyons observats en la naturalesa, i per això l'origen del terme.

el futur d'una constel·lació de 35 satèl·lits (entorn de l'any 2020). El nom que prendrà aquesta evolució del sistema serà COMPASS (coneguda també com a Beidou-2).

El programa Beidou va ser establert el 1994, però el concepte provenia d'un sistema ideat gairebé una dècada abans, per part de l'acadèmic Chen Fangyun, amb l'objectiu de proporcionar als bucs xinesos un sistema de radionavegació propi basat en l'ús de dos satèl·lits geostacionaris. Aquest concepte era conegut com a *double star positioning system* i, una vegada demostrada la seva validesa i acabada la part de desenvolupament, va ser quan el programa Beidou va ser engegat. El primer satèl·lit va ser llançat l'any 2000 i, tres anys després, el sistema va ser declarat operatiu per a ús civil en el moment en què es va llançar el tercer satèl·lit.

El sistema Beidou actual, Beidou-1, disposa de tres satèl·lits operatius amb òrbita geostacionària i que basen el seu principi de funcionament en el concepte *double star positioning system* comentat anteriorment. En concret s'obté la posició de l'usuari en dues dimensions usant dos satèl·lits tal com es mostra a continuació:

- El centre d'operacions del sistema, conegut com a *payload operations center (POC)*, s'encarrega d'enviar un senyal de navegació per mitjà d'un dels dos satèl·lits.
- Els usuaris que reben aquest senyal el contesten enviant un altre senyal.
- Aquest senyal és rebut pels dos satèl·lits i enviat de nou al POC.
- El POC utilitza el temps de propagació d'anada i tornada i el coneixement de la posició dels dos satèl·lits per a obtenir la posició dels usuaris.
- Una vegada obtinguda la posició dels usuaris, el POC envia aquesta informació als diferents usuaris.

Quant al futur sistema COMPASS, disposarà de 5 satèl·lits geostacionaris, per a oferir interoperabilitat amb Beidou-1, i 30 satèl·lits no geostacionaris, en concret, amb òrbita de mitja altura –*medium earth orbit (MEA)*– per a estendre la cobertura del sistema fins a arribar a ser global.

Serveis del sistema COMPASS

El sistema COMPASS oferirà dos serveis: un de caràcter militar i un altre de caràcter civil. S'espera obtenir exactituds inferiors als 10 m en el cas civil, mentre que en el cas militar s'espera reduir encara més els nivells d'error de posicionament.

Tercer satèl·lit

El tercer satèl·lit existent en el sistema Beidou serveix per a augmentar la disponibilitat del sistema.

Resum

En aquest mòdul s'han presentat els sistemes de radionavegació. El principi bàsic d'aquests sistemes és proporcionar un sistema de posicionament en què s'utilitzin senyals de ràdio per a estimar la posició del blanc. Abans de passar a descriure els diferents sistemes, s'ha iniciat el mòdul presentant els sistemes de coordenades més utilitzats en radionavegació: el sistema de coordenades geogràfiques (geocèntriques i geodèsiques) i el sistema de coordenades cartesianes. Els sistemes de coordenades geogràfiques utilitzen un el·lipsoide de referència per a representar la forma de la Terra i situen el blanc utilitzant tres coordenades: longitud, latitud i altura el·lipsoïdal. La diferència entre les coordenades geocèntriques i geodèsiques es troba en la manera de representar la longitud. Quant a les coordenades cartesianes, aquestes utilitzen un sistema de coordenades x - y - z per a indicar la situació del blanc tenint en compte el centre de la Terra com a origen de coordenades. Després d'això, s'han presentat eines per a poder fer transformacions entre sistemes de coordenades i s'han descrit els sistemes de projecció més utilitzats per a representar la superfície de la Terra en mapes, és a dir, els sistemes de Mercator i UTM.

A continuació, s'han descrit els sistemes de radionavegació terrestres més coneguts. Un sistema de radionavegació terrestre és aquell que es basa en l'ús d'estacions terrestres que actuen com a transmissores/receptores i es troben situades en emplaçaments coneguts de la superfície terrestre. Els primers sistemes utilitzats van ser els basats en l'ús de radiofars, els quals són estacions de ràdio terrestres situades en localitzacions fixes i que emeten senyals de manera contínua amb l'objectiu d'ajudar a la navegació aèria. Entre aquestes, el radiofar més antic, conegut com a NDB, s'encarrega d'enviar un senyal a una freqüència fixa i de manera omnidireccional. Per tant, tot el treball es fa en el receptor. Concretament, el receptor s'encarrega de determinar l'angle existent entre el blanc i el radiofar fent girar una antena i detectant la direcció amb un mínim d'amplitud. Aquest procés es coneix amb el nom de radiogoniometria i, depenent de si aquesta antena es fa girar mecànicament o manualment, el sistema és conegut amb el nom d'ADF o RDF.

Seguidament, s'ha presentat el sistema VOR, el qual es continua utilitzant encara actualment al voltant del món. Concretament, el radiofar emet un senyal de tipus direccional gràcies a la generació de 4 senyals que donen com a resultat un senyal que depèn de l'azimut de l'aeronau, el qual es pot estimar de manera senzilla en el receptor gràcies al fet que s'utilitza un dels 4 senyals com a referència.

També s'ha presentat un sistema de radiofar utilitzat per a determinar la distància entre el radiofar i el blanc. Aquest sistema es denomina *DME* i el principi de funcionament es basa en la tecnologia radar. Concretament, s'estableix

un protocol en què el blanc fa missatges d'interrogació al radiofar i aquest els contesta enviant missatges de resposta. Processant aquests missatges, el blanc estima el temps de propagació del senyal i, a partir d'això, obté la distància que el separa del radiofar. Actualment, DME se sol utilitzar en conjunt amb el sistema VOR formant l'estàndard ICAO $\rho - \theta$, en què ρ fa referència a la distància proporcionada per DME i θ a l'azimut proporcionat per VOR.

Finalment, s'han presentat dos sistemes de radiofars utilitzats en aplicacions militars. El primer, TACAN, proporciona mesures de distància i d'azimut. Per a la primera mesura s'utilitza el sistema DME i, per a la segona, s'utilitza un sistema direccional similar al VOR. Quant a la segona solució de caràcter militar presentada, el sistema CONSOL, va ser utilitzada pels alemanys en la Segona Guerra Mundial. El sistema únicament determinava l'azimut de l'aeronau utilitzant un principi de plantejament similar a VOR i TACAN. Alguna característica per destacar és que disposaven de gran abast, uns 1.000 km, i que s'empraven cartes de navegació per a determinar l'orientació de l'aeronau.

Seguidament, s'han descrit altres tipus de sistemes de radionavegació terrestre basats a prendre la diferència de temps d'arribada de dos senyals rebuts per dos transmissors diferents. Aquests sistemes són denominats amb el nom de *sistemes hiperbòlics* pel fet que la figura geomètrica que descriu tots els punts en l'espai amb el mateix valor de retard és una hipèrbole.

El primer dels sistemes hiperbòlics presentats és el sistema DECCA. Aquest sistema va ser utilitzat pels britànics al final de la Segona Guerra Mundial i s'ha continuat utilitzant a Europa fins al passat any 2000. Una de les característiques del sistema és que presenta un abast més gran que altres tècniques i fins i tot es pot rebre per sota del nivell del mar a causa de l'ús d'una banda freqüencial baixa. En el sistema DECCA s'utilitzen diferents cadenes d'estacions terrestres, formades per 4 estacions (una de mestra i la resta d'esclaves). El blanc determina, per tant, la seva posició obtenint les diferències de fase entre cada parell d'estacions i descrivint les hipèrboles que defineixen aquests retards en una carta de navegació. Anys després de la creació de DECCA, els nord-americans van desenvolupar un sistema hiperbòlic alternatiu: el sistema LORAN. L'objectiu d'aquest era oferir més abast i un comportament més robust que el del sistema DECCA. Se'n van dissenyar diferents versions, i les més conegudes eren les LORAN-A i LORAN-C. El principi de funcionament és similar al de DECCA, però en el cas de LORAN s'usen cadenes de tres estacions i les estacions envien senyals modulats amb sèries de polsos. Aquests polsos permeten que el sistema sigui més robust a reflexions ionosfèriques. Quant a les diferències entre LORAN-A i LORAN-C, el segon sistema presenta una gran millora tècnica respecte al seu predecessor. D'una banda, el sistema LORAN-C opera en bandes freqüencials més baixes i utilitza potències de pic més grans amb l'objectiu de tenir més abast. D'altra banda, el sistema combina mesures de temps de propagació amb mesures de fases i modifica el tipus de pols enviat per a millorar la precisió del sistema.

En paral·lel al sistema LORAN, els britànics van crear també el sistema GEE amb l'objectiu de pal·liar la poca robustesa enfront de les ones ionosfèriques observades en DECCA. Aquest sistema també es basava en la transmissió de polsos i presentava la novetat d'operar en dues bandes per a anar canviant de banda quan es detectava que els alemanys estaven interferint.

Finalment s'ha presentat el sistema OMEGA. Aquest sistema va ser desenvolupat per la Universitat de Harvard amb la motivació de dotar a la marina dels Estats Units d'un sistema global de navegació que estigués operatiu a qualsevol hora del dia i en qualsevol lloc de la terra. Per a això s'utilitzava la banda de freqüència VLF, s'utilitzava un principi de funcionament similar, en alguns aspectes, al de DECCA i es disposava únicament de 8 estacions distribuïdes per tota la superfície terrestre. No obstant això, finalment va resultar que el sistema no va arribar a complir els objectius definits inicialment a causa de l'alt cost del sistema, al fet que la cobertura no fos realment global i al baix nivell de precisió.

A part dels sistemes orientats a la determinació de l'azimut i distància de les aeronaus, com són el cas de VOR i DME, en els aeroports es requereixen sistemes addicionals per a gestionar el control d'aproximació de les aeronaus i per a proporcionar ajuda als pilots en les tasques d'aterratge. Per aquest motiu, s'han descrit també les tècniques utilitzades per a aquestes tasques. D'una banda hi ha els sistemes de control aeri basats en radars primaris i secundaris. Tots dos tipus de radars s'utilitzen per a la mateixa funció, que és detectar i monitorar les aeronaus que es van aproximant a l'aeroport. La diferència entre tots dos radars és que el radar primari és un radar passiu i el radar secundari és actiu. El principal avantatge que ofereix un radar secundari, per la seva naturalesa de radar actiu, és que soluciona els problemes observats en el cas del radar primari quant a identificació de senyals i necessitat de potències de transmissió elevades. No obstant això, depèn que l'aeronau estigui equipada amb un transponder i, per aquest motiu, aquests sistemes solen operar conjuntament.

Quant als sistemes d'ajuda a l'aterratge, aquests es basen principalment en els sistemes ILS i MLS. El sistema ILS consta de tres subsistemes: localitzador, encarregat de donar informació d'azimut a l'aeronau; *glide slope*, encarregat de donar informació d'elevació, i els marcadors, encarregats d'informar sobre la distància fins a la pista. El sistema MLS és una versió millorada d'ILS que va néixer amb l'objectiu de substituir-lo per a poder satisfer els requisits imposats per categories de visibilitat més restrictives. Concretament, el sistema consta de dos subsistemes, denominats *antena azimutal* i *antena d'elevació*, que són versions millorades del localitzador i el *glide slope* d'ILS, i ofereixen, per tant, més precisió. Actualment tots dos sistemes coexisteixen en gran part dels aeroports a causa que les precisions que ofereix MLS no arriben a compensar l'alt cost de l'equipament associat i, per aquest motiu, algunes companyies aèries són reticents a adoptar el sistema.

Finalment, s'han presentat els sistemes de radionavegació per satèl·lit. Aquests tipus de sistemes es basen en la utilització d'una constel·lació de satèl·lits per a enviar senyals de radionavegació de manera contínua. Els usuaris del sistema utilitzen aquests senyals per a estimar la distància que els separa de cadascun dels diferents satèl·lits i, al costat de la informació de la posició de cadascun, en poden obtenir la posició. Una dels avantatges que ofereix utilitzar una constel·lació de satèl·lits és poder disposar de cobertura global. En aquest cas, s'ha ofert una descripció general dels sistemes de radionavegació per satèl·lit més coneguts, i s'han introduït a més els conceptes bàsics, com l'arquitectura utilitzada, la qual es divideix normalment en tres segments (segment espacial, segment de control i segment d'usuari), i algunes nocions de mecànica orbital. Quant a sistemes de radionavegació per satèl·lit amb cobertura global implementats en la pràctica i disponibles actualment (o en fase d'implementació), tenim GPS, GLONASS i Galileu.

Quant a sistemes de cobertura regional, s'han presentat diverses solucions: STARFIX (de caràcter privat), QZSS (promoguda per iniciativa privada amb suport del govern japonès) i Beidou (desenvolupat per la República popular de Xina); aquest últim és un sistema en fase de creixement amb perspectives d'arribar a ser un sistema de cobertura global.

Exercicis d'autoavaluació

1. Indiqueu quina afirmació és correcta.

- a) L'el·lipsoide de referència és una figura geomètrica que reproduïx fidelment la forma de la Terra.
- b) La forma de la Terra és perfectament esfèrica i la seva forma es representa amb una esfera amb radi igual al radi de la Terra.
- c) L'el·lipsoide de referència és una figura geomètrica que s'utilitza per a aproximar la forma de la Terra.
- d) La forma de la Terra és irregular i s'usa una única forma el·lipsoïdal, coneguda com a el·lipsoide de referència, per a representar-la.

2. Indiqueu quina de les asseveracions següents és falsa.

- a) El sistema WGS-84 considera el meridià de Greenwich com a meridià de referència.
- b) El sistema de coordenades geogràfiques pot considerar diferents el·lipsoïdes de referència.
- c) El meridià de referència de la International Earth Rotation Service (IERS) es troba situat uns 100 m a l'est del meridià de Greenwich.
- d) Les coordenades geogràfiques geocèntriques consideren el centre de la Terra com a referència per a determinar la latitud del blanc.

3. El sistema de projecció de Mercator...

- a) no va revolucionar la cartografia a causa dels errors observats en regions llunyanes a l'equador.
- b) es basa en un sistema de projecció on una representació el·lipsoïdal de la Terra és projectada en la superfície d'un cilindre.
- c) se segueix utilitzant en l'actualitat en moltes aplicacions de navegació.
- d) presenta grans deformacions en regions properes a l'equador.

4. Els radiofars...

- a) són sistemes de radionavegació terrestre orientats a guiar els vaixells mitjançant l'ús de fars.
- b) envien exclusivament senyals de ràdio de naturalesa no direccional.
- c) s'utilitzen únicament per a determinar l'azimut del blanc.
- d) es van utilitzar de manera molt activa en el període entre les dues guerres mundials.

5. Indiqueu quina afirmació és correcta.

- a) El receptor d'un sistema NDB es basa a determinar quin és l'angle a que ofereix el màxim d'amplitud rebuda.
- b) En el sistema AFD, un operador fa girar l'antena de quadre fins a trobar un mínim d'amplitud.
- c) El radiofar NDB envia un senyal a una freqüència fixa de manera direccional.
- d) Un dels primers sistemes de radiogoniometria utilitzats era el conegut com a sistema RFD.

6. El sistema VOR...

- a) disposa d'un gran abast.
- b) opera en la banda compresa entre 200 i 1.750 kHz.
- c) l'error en determinar l'azimut està normalment fitat entre 1° i 5°.
- d) s'envien senyals omnidireccionals.

7. Indiqueu quina de les asseveracions següents és falsa.

- a) El sistema DME se sol utilitzar amb el sistema VOR formant l'estàndard ICAO $\rho - \theta$.
- b) La cobertura de DME és d'uns 370 km, i es redueix a uns 200 km en el cas d'aeronaus que volen a altures entre els 3.000 i 6.000 km.
- c) La potència de transmissió d'un radiofar DME està entorn dels 50-100 W.
- d) El sistema de DME es basa en un protocol d'interrogacions i respostes, en què l'aeronau fa el primer i el radiofar el segon.

8. Indiqueu quina afirmació és correcta.

- a) El sistema TACAN és un sistema de radionavegació d'ús militar que es basa en DME per a determinar la distància a la qual es troba el blanc i en VOR per a estimar-ne l'azimut.

- b) Els usuaris civils poden utilitzar la funcionalitat DME de TACAN per a obtenir la distància.
- c) El principi de funcionament de TACAN per a obtenir l'azimut de l'aeronau és similar a l'utilitzat amb radiofars NDB.
- d) TACAN requereix l'ús d'antenes més grans que les utilitzades en radiofars VOR a causa de l'ús d'una banda de freqüència més gran.

9. El sistema DECCA...

- a) és un sistema hiperbòlic d'abast molt reduït.
- b) utilitza estacions de referència amb antenes de gran alçada.
- c) està format per cadenes de tres estacions terrestres.
- d) resol l'ambigüitat del sistema amb un equip en el receptor denominat decòmetre i, per tant, no requereix l'ús de carta de navegació.

10. Indiqueu quina afirmació és correcta.

- a) El sistema LORAN-C combina mesures de temps de propagació amb mesures de fase per a millorar la precisió del sistema.
- b) El sistema LORAN-C utilitza potències de pic més petites que les utilitzades en LORAN-A per a millorar l'eficiència energètica de les estacions.
- c) Els errors de precisió del sistema LORAN-C són entorn dels 7 metres gràcies a les millores tècniques introduïdes.
- d) El sistema utilitza cadenes d'estacions formades per 4 estacions, 1 de mestra i 3 d'esclaves.

11. Indiqueu quina de les asseveracions següents és falsa.

- a) El sistema OMEGA utilitzava rellotges de cesi per a sincronitzar les estacions de referència.
- b) El receptor del sistema OMEGA combina mesures diferenciades per multiplexació temporal a diferència del DECCA, que es basa en multiplexació freqüencial.
- c) El sistema OMEGA continua essent un sistema de referència en disposar de cobertura global i utilitzar únicament 8 estacions distribuïdes per la superfície terrestre.
- d) El sistema OMEGA treballa en la banda VLF per a poder oferir una gran cobertura.

12. Els radars secundaris de vigilància...

- a) són actualment l'única solució de control d'aproximació en aeroports a causa dels avantatges que introdueixen per la seva naturalesa de radar actiu.
- b) s'utilitzen únicament per a aplicacions militars.
- c) basen el seu principi de funcionament en un protocol d'interrogacions i respostes, en què l'aeronau fa el primer i el radar de l'aeroport fa el segon.
- d) solucionen els problemes observats en el cas del radar primari quant a identificació d'aeronaus i necessitat de potències de transmissió elevades.

13. Indiqueu quina de les asseveracions següents és correcta.

- a) El sistema ILS va néixer amb l'objectiu de substituir MLS per a poder satisfer els requisits imposats per categories de visibilitat més restrictives.
- b) El sistema MLS consta de tres subsistemes: localitzador, *glide slope* i els marcadors.
- c) El sistema ILS ofereix precisions en elevació entre 0,1 i 0,2°.
- d) El sistema MLS opera en la banda de les microones i actualment s'utilitza la versió del sistema coneguda amb el nom de Doppler MLS.

14. Els sistemes de radionavegació per satèl·lit...

- a) presenten normalment una arquitectura que es divideix en quatre segments.
- b) permeten oferir un sistema de cobertura global.
- c) es van començar a utilitzar durant la Segona Guerra Mundial.
- d) normalment es basen en el principi de funcionament en què cada satèl·lit s'encarrega de calcular l'estimació de distància entre l'usuari del sistema i el satèl·lit mateix.

15. Indiqueu quina de les asseveracions següents sobre els paràmetres orbitals és falsa.

- a) L'excentricitat de l'òrbita defineix la forma de l'òrbita.
- b) La inclinació del pla d'òrbita es defineix com l'angle entre el pla de l'òrbita i el pla de l'equador.
- c) L'argument del perigeu és l'angle, mesurat en el pla de l'equador, existent entre el meridià de Greenwich i el punt on talla l'òrbita amb el pla de l'equador.
- d) El semieix major de l'òrbita determina la mida de l'òrbita.

16. El sistema Beidou...

- a) és un sistema de radionavegació per satèl·lit de cobertura regional desenvolupat per l'antiga Unió Soviètica.
- b) previsiblement disposarà el 2020 de 24 satèl·lits per a poder oferir cobertura global i el nom passarà a ser COMPASS.
- c) evolucionarà al sistema COMPASS per a oferir cobertura global i combinarà l'ús de satèl·lits geostacionaris amb satèl·lits MEA.
- d) va llançar el seu primer satèl·lit l'any 1994.

Solucionari

Exercicis d'autoavaluació

1. c

2. a

3. c

4. d

5. d

6. c

7. b

8. b

9. b

10. a

11. c

12. d

13. c

14. b

15. c

16. c

Abreviatures

- ADF** *automatic directional finding*
- DME** *distance measurement equipment*
- GLONASS** *global orbital navigation satellite system*
- GPS** *global positioning system*
- GRI** *group repetition interval*
- ICAO** *International Civil Aviation Organization*
- IERS** *international Earth rotation service*
- ILS** *instrument landing system*
- MEA** *medium earth orbit*
- MLS** *microwave landing system*
- NDB** *non-directional beacon*
- OTAN** *Organització del Tractat de l'Atlàntic Nord*
- POC** *payload operations center*
- QZSS** *quasi-zenith satellite system*
- RDF** *radio directional finding*
- TACAN** *tactical air navigation*
- TM** *mode transversal magnètic*
- TRSB** *time reference scanning-beam*
- UTM** *universal transversal of Mercator*
- VLF** *very low frequency*
- VOR** *VHF omnidirectional range*
- WGS-84** *world geodetic system*

Bibliografia

Corbasí, A. (1998). *Sistemas de navegación. Desde el compás magnético a la navegación por satélite*. McGraw-Hill.

Forsell, B. (2008). *Radionavigation Systems*. Artech House.

Jaime, R. (1995). *Radionavegació*. Edicions UPC.

Kaplan, E. D.; Hegarty, C. J. (2006). *Understanding GPS Principles and Applications*. Artech House.