

# A-PNT en PBN

## Planes de contingencia GNSS a corto-medio plazo: Prestaciones alcanzables por la red DME en España

Autor: César Ruiz Hurtado (ETSIAE - UPM)

Tutor: Jaime Torrecilla Puebla (Isdefe)

Marzo 2020

**Resumen**—El presente documento muestra los resultados finales del proyecto desarrollado dentro de la cátedra Isdefe en la Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeronáutica y del Espacio de la Universidad Politécnica de Madrid.

Siendo el GNSS el principal sistema de navegación establecido para la implementación de PBN (Performance Based Navigation), se estudian sus vulnerabilidades y el impacto de un posible fallo en el todo lo que comprende sistema de navegación aérea actual.

Como medio de contingencia ante fallo del GNSS, la principal alternativa que se plantea en el marco PBN pasa por el uso de la infraestructura DME (Distance Measuring Equipment). El estudio trata de evaluar si las prestaciones alcanzables mediante navegación DME/DME pueden cumplir los estándares definidos para especificaciones PBN en cuanto al Error en la Estimación de la Posición.

Se desarrolla una metodología particularizada de acuerdo a la normativa técnica existente (Manual PBN de OACI) para la estimación del error de posicionamiento basado en la Dilución de la Precisión (DOP) DME. Es empleado Matlab como herramienta software para la generación de un mapeado que representa estos errores en regiones definidas de la España Peninsular y Baleares.

El caso planteado demuestra la posible viabilidad de especificaciones RNAV 5 y RNAV 1 mediante DME/DME en algunos puntos analizados del espacio aéreo del centro de la península ibérica.

Los resultados del estudio abren vías de exploración de cómo integrar la DOP en la normativa técnica de definición de áreas de protección de procedimientos. Establece también bases para futuros procesos de racionalización y optimización de la infraestructura terrestre para la navegación aérea.

**Index Terms**—Navegación aérea, GNSS, contingencia GNSS, DME, PBN, APNT, Dilución de la Precisión.

### ÍNDICE

<b>I.</b>	<b>Introducción</b>	3
I-A.	De Navegación Convencional a Navegación Basada en Performance . . . . .	3
I-B.	PNT: La hegemonía de la navegación por satélite . . . . .	5
I-C.	A-PNT: La alternativa al GNSS . . . . .	5
I-D.	Una solución a corto plazo: PBN basada en navegación DME/DME . . . . .	5
<b>II.</b>	<b>Objetivo</b>	6
<b>III.</b>	<b>Estructura del documento</b>	6

<b>PARTE I</b>		7
<b>IV.</b>	<b>Global Navigation Satellite System</b>	7
IV-A.	Fundamentos . . . . .	7
IV-B.	Errores en el cálculo de la distancia mediante GNSS . . . . .	8
IV-B1.	Errores debidos a la propagación atmosférica . . . . .	8
IV-B2.	Errores en la estimación de la órbita . . . . .	8
IV-B3.	Errores en el receptor . . . . .	8
IV-B4.	Efectos relativistas . . . . .	8
IV-B5.	Dilución de la precisión . . . . .	8
IV-C.	Vulnerabilidades . . . . .	9
IV-C1.	Interferencias intencionadas: jamming y spoofing . . . . .	9
IV-C2.	Disponibilidad selectiva . . . . .	10
IV-C3.	Impacto solar . . . . .	10
IV-C4.	Interferencias no intencionadas . . . . .	11
IV-C5.	Fallos de la constelación . . . . .	11
IV-D.	Implicaciones de la pérdida del GNSS en la aviación . . . . .	11
IV-E.	Resumen . . . . .	11
<b>V.</b>	<b>Necesidad de medios de contingencia a corto-medio plazo</b>	12
V-A.	Posicionamiento PBN . . . . .	13
V-B.	Modificaciones al sistema actual . . . . .	13
V-C.	Impacto operacional del GNSS no utilizable . . . . .	13
V-C1.	Procedimientos de tripulación de vuelo . . . . .	13
V-C2.	Procedimientos ATC . . . . .	14
V-D.	Qué significa "GPS inutilizable" . . . . .	14
V-E.	Duración y área de afección . . . . .	14
V-F.	GNSS inutilizable (unusable) - Mitigación y contingencia . . . . .	14
V-F1.	Evolución del concepto de espacio aéreo . . . . .	14
V-G.	Escenario 2030 . . . . .	15
V-H.	Contexto regulador . . . . .	16

<b>VI. Red de radioayudas terrestres como método de contingencia</b>	16
<b>VII. Conclusión</b>	16
<b>PARTE II</b>	18
<b>VIII. DME (Distance Measuring Equipment)</b>	18
VIII-A. Ideas generales . . . . .	18
VIII-B. Tipos de DME . . . . .	18
VIII-C. Señal DME . . . . .	18
VIII-D. Cálculo de distancia . . . . .	19
VIII-E. Requisitos de precisión . . . . .	19
<b>IX. Componentes del error en PBN</b>	19
IX-A. FTE: Flight Technical Error . . . . .	20
IX-B. PEE: Position Estimation Error . . . . .	20
<b>X. Dilución de la Precisión, DOP</b>	21
X-A. Dilución de la precisión en el posicionamiento a partir de observables. Caso general de sistema determinado (Adaptación de [33] y [34]) . . . . .	21
X-B. Dilución de la precisión en el posicionamiento a partir de observables. Caso general de sistema sobredeterminado . . . . .	23
X-C. Dilución de la posición horizontal y vertical . . . . .	24
X-D. Comparación de resultados con el Documento 9613 . . . . .	25
<b>XI. Software desarrollado</b>	25
XI-A. Alcance . . . . .	25
XI-B. Consideraciones generales . . . . .	26
XI-C. Sistema de coordenadas . . . . .	26
XI-D. Cálculo de cobertura . . . . .	28
XI-E. Evaluación de PEE por pares de DME . . . . .	29
XI-F. Resumen del algoritmo . . . . .	29
<b>XII. Caso de estudio: Mapeado PEE en región central de la península (3050 m de altura)</b>	30
<b>XIII. Conclusión y trabajos futuros</b>	33
<b>Referencias</b>	33

## I. INTRODUCCIÓN

El crecimiento de la aviación y la urgente necesidad de reducir consumos, emisiones y demoras exigen un aumento de la capacidad del espacio aéreo y de los aeropuertos, así como la posibilidad de proporcionar a cada usuario del espacio aéreo su trayectoria deseada (ruta y altitud). [1]

En este sentido, queda demostrada la necesidad de introducir mejoras en sistemas de comunicaciones, navegación y vigilancia (CNS, Communications, Navigation and Surveillance). El Sistema Global de Navegación por Satélite (GNSS, Global Navigation Satellite System) es la clara apuesta tecnológica que va a marcar el desarrollo de la navegación aérea en un corto-medio plazo. En efecto, las regulaciones europeas en relación con PBN (Performance Based Navigation, Navegación Basada en Performance) (ver sección I-A) recogen que el GNSS va a convertirse la infraestructura de navegación aérea primaria a lo largo de la próxima década [2], relevando a la actual red de radioayudas terrestres.

### I-A. De Navegación Convencional a Navegación Basada en Performance

En el momento que surge la necesidad de emplear una aeronave como un medio para desplazarse de un punto a otro aparece el concepto de Navegación Aérea.

En un principio, esta se encuentra basada en la observación directa del terreno para posicionarse y navegar. Sin embargo, el desarrollo de ayudas terrestres basadas en radiofrecuencia y de sistemas de a bordo posibilitan el vuelo basado en instrumentos, sin necesidad de referencias visuales externas.

Las tres radioayudas terrestres principalmente empleadas para la navegación aérea son el NDB (Non Directional Beacon), VOR (Very High Frequency Omnidirectional Range), y DME (Distance Measuring Equipment).

- El NDB consiste en una estación terrestre que emite una señal entre 190 kHz y 1750 kHz, de la cual los receptores de a bordo son capaces de detectar su dirección de origen, para esta ser presentada en cabina.
- Un VOR funciona en frecuencias VHF (Very High Frequency) entre 108 MHz y 117,95 MHz. Define en el espacio 360 radiales que, al ser uno de ellos seleccionado mediante la instrumentación de cabina, proporciona guiado lateral e información del desvío angular entre la posición de la aeronave y el radial seleccionado. Ver figura 1.
- El DME emplea frecuencias UHF (Ultra High Frequency) entre 960 MHz y 1215 MHz. Este tipo de radioayuda permite a la aeronave calcular la distancia a la que se encuentra de la estación terrestre. Adquiere una relevancia especial en el desarrollo del presente estudio, por lo que se recogen con más detalle sus principios de funcionamiento en la sección VIII.
- En este apartado cabe también mencionar el Sistema de Aterrizaje Automático (ILS, Instrumental Landing System) para la alineación con la pista de manera previa al aterrizaje. Si bien esta radioayuda no es empleada para

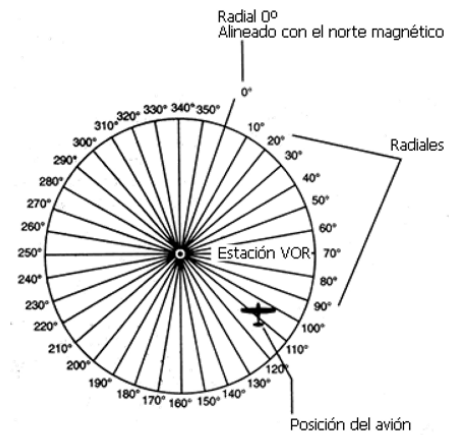


Figura 1. Al seleccionar un radial VOR, los sistemas proporcionan guiado lateral e información del desvío angular entre la posición de la aeronave y el radial seleccionado.

la navegación en ruta, su implementación ha resultado imprescindible para posibilitar el vuelo instrumental en la fase de aproximación final.

Tanto VOR como DME y NDB (especialmente los dos primeros) son empleados para el trazado de procedimientos y rutas ATS (Air Traffic Service) en la denominada *navegación convencional*.

La navegación convencional se basa en el vuelo directo entre distintas radioayudas, aprovechando el guiado que estas ofrecen. Resulta evidente que la necesidad de volar de estación en estación aleja a la aeronave de su trayectoria más corta entre origen y destino (ortodrómica). Ver figura 2. Adicionalmente, el empleo de este método de navegación supone la concentración y convergencia de rutas en las estaciones VOR, tal como muestra la figura 3. En cuanto a la fase de aproximación, el emplazamiento de las radioayudas respecto a las pistas suele implicar el diseño de procedimientos que no se encuentran perfectamente alineados con el eje de pista (ver figura 4), obligando a publicar unos mínimos de aproximación elevados.

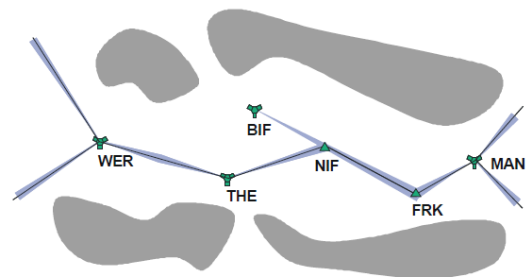


Figura 2. La navegación convencional consiste en el vuelo entre sucesivas radioayudas aprovechando el guiado que estas ofrecen. Obtenido de [4].

En contraposición a esta forma de navegar, surge la llamada *navegación de área*, o RNAV; definida por OACI (Organización de Aviación Civil Internacional) como un método

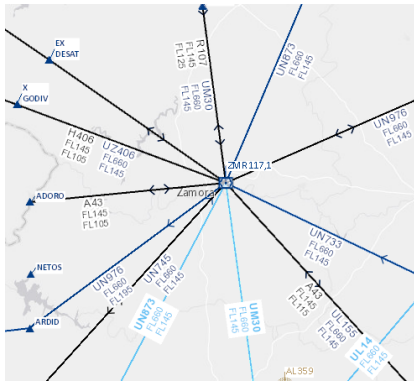


Figura 3. Rutas ATS convencionales de espacio aéreo superior convergentes en el VOR de Zamora ZMR. Obtenido de AIP España.

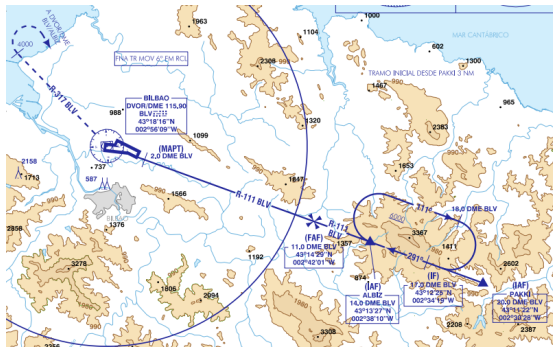


Figura 4. Aproximación convencional a la pista 30 de Bilbao LEBB basada en el VOR BLV. Obtenido de AIP España.

de navegación que permite la operación de una aeronave en cualquier ruta deseada bajo la cobertura de radioayudas terrestres, o dentro de los límites de la capacidad de ayudas autónomas<sup>1</sup>, o una combinación de estas. [4]

Esto es, la capacidad computacional de la aviónica a bordo permite calcular la posición de la aeronave a partir de la información proporcionada por las distintas ayudas a la navegación, posibilitando una trayectoria que no tienen necesariamente que pasar por las estaciones terrestres. Ver figura 5.

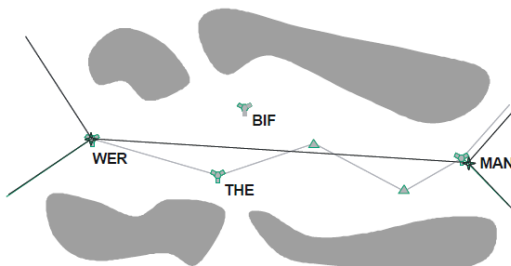


Figura 5. La RNAV permite el vuelo entre dos puntos sin necesariamente volar sobre las radioayudas terrestres. Obtenido de [4].

<sup>1</sup>Por ejemplo sistemas inerciales (INS, Inertial Navigation System).

El concepto de RNAV es un habilitador clave para la *navegación basada en performance* (PBN, Performance Based Navigation).

De acuerdo con el Manual PBN de OACI, el concepto PBN hace referencia a la navegación de área basada en requisitos de performance de aeronaves operando en rutas ATS, en procedimientos de aproximación, o en espacios aéreos designados donde: los requisitos de performance en vuelo se expresan en las especificaciones de navegación en términos de precisión, integridad, continuidad y funcionalidad necesarias para la operación propuesta en el contexto de un concepto de espacio aéreo particular. [4]

Esto es, PBN implica considerar las prestaciones de la aeronave en cuanto a precisión, integridad y continuidad a la hora de navegar.

Las *especificaciones* para la navegación son la base para la elaboración del material para la certificación de aeronavegabilidad y la aprobación operacional de una aeronave. En la documentación aparecen especificaciones RNAV y RNP (Required Navigation Performance). Estas especificaciones, entre otras, describen los requisitos del error de vuelo en cuanto a la capacidad de la aeronave de volar exactamente por la trayectoria definida.

La figura 6 muestra las especificaciones para la navegación recogidas en el documento 9613 de OACI (Manual PBN).

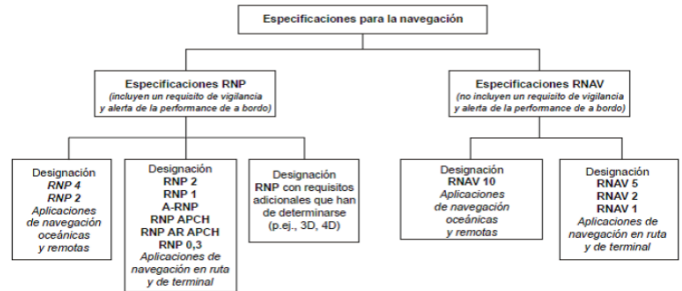


Figura 6. Clasificación de las especificaciones de navegación PBN. Obtenido de [4].

Por ejemplo, una especificación RNAV 5 implica, entre otras, que la aeronave es capaz de volar con una exactitud lateral de navegación<sup>2</sup> de 5 NM. Así queda recogido en el documento 9613 (apartado 1.2.5.1.2), y el artículo 13 del reglamento de ejecución de la Unión Europea 2018/1048 de implementación PBN.

El concepto RNP, además de la navegación de área, incluye el requisito de vigilancia y alerta de las prestaciones de a bordo. Para encontrarse certificada para RNP, la aeronave debe de ser capaz de monitorizar sus prestaciones y alertar en caso de pérdida de la capacidad de navegación según los requisitos PBN.

Existe, por lo general, bastante ambigüedad a la hora de referirse a estos términos. Si bien el concepto de la navegación

<sup>2</sup>La especificación de navegación hace referencia al TSE (Total System Error); la desviación lateral respecto a la trayectoria deseada en un 95 % del tiempo.

de área surge antes del desarrollo por parte de OACI de documentación relativa a PBN, no es hasta estos documentos cuando se habla expresamente de especificaciones RNAV y RNP. En la actualidad se está llevando a cabo la transición de la navegación convencional a PBN, y tanto el Manual PBN como los conceptos relacionados con RNAV y RNP se encuentran en evolución.

#### *I-B. PNT: La hegemonía de la navegación por satélite*

PNT (Position, Navigation and Timing), en lo relativo a su aplicación aeronáutica, es la combinación de tres capacidades:

- Posicionamiento: la capacidad de determinar con precisión la ubicación y orientación de una aeronave referenciada a un sistema geodésico estándar (como por ejemplo el Sistema Geodésico Mundial 1984, WGS84).
- Navegación: la capacidad de determinar la posición actual y deseada (relativa o absoluta) y aplicar correcciones al rumbo, la orientación y la velocidad para lograr una posición deseada.
- Tiempo: la capacidad de adquirir y mantener un tiempo preciso desde una referencia (Tiempo Universal Coordinado, UTC), en cualquier parte del mundo y dentro de los parámetros de oportunidad definidos por el usuario.

En materia PBN además de la *especificación* de navegación (figura 6), se habla de la *infraestructura de ayudas a la navegación*.

Las ayudas a la navegación contempladas para PBN pueden ser basadas en tierra (VOR y DME), en el espacio (GNSS), en sistemas autónomos, o una combinación de ellas. Cada especificación PBN detalla las que admite para poder ser volada por cada aeronave en función de su equipamiento y aprobaciones operacionales.

Una *aplicación de navegación* es el uso de una especificación de navegación e infraestructura de ayudas a la navegación asociada a rutas ATS, procedimientos de aproximación por instrumentos y/o volumen de espacio aéreo definido de acuerdo con el concepto de espacio aéreo. [4].

Los tres elementos PBN (especificación, aplicación e infraestructura de ayuda a la navegación) guardan una relación entre ellos. Una aplicación de navegación (por ejemplo, una salida instrumental (SID, Standard Instrumental Departure)) es designada empleando una especificación (por ejemplo, RNAV 1) basada en un sistema específico (GNSS).

La tabla I recoge un resumen del Volumen II - Implementación de operaciones RNAV y RNP del documento 9613, mostrando la infraestructura contemplada para prestar servicio según la especificación requerida para cada aplicación de navegación. Se esperan modificaciones en posteriores ediciones.

El GNSS es el sistema por excelencia capaz de soportar las aplicaciones PNT, y así se manifiesta en el manual GNSS de OACI. Se convierte, por lo tanto, en la base de implementación de PBN. Adicionalmente, el GNSS es el sistema en el que se basan otras aplicaciones esenciales para la navegación aérea tales como el ADS-B (Automatic Dependant Surveillance - Broadcast, Vigilancia Dependiente Automática - Radiodifusión) y ADS-C (Automatic Dependant Surveillance - Contract,

Contratada). Consultar [1]. En el Anexo ?? se recogen las implicaciones de la no disponibilidad de todos estos sistemas en caso de fallo de GNSS.

#### *I-C. A-PNT: La alternativa al GNSS*

Las regulaciones europeas en relación con PBN recogen que el GNSS va a seguir convirtiéndose en la infraestructura de navegación aérea primaria a lo largo de la próxima década [2], dando el relevo a la actual red de radioayudas terrestres.

No obstante, en un sector como el aeronáutico, donde la seguridad es su pilar fundamental, no se puede depender exclusivamente de un sistema. Toda la documentación en materia GNSS y PBN hasta el momento referenciada menciona en algún punto la necesidad de considerar las consecuencias de un posible fallo del sistema GNSS y su implicación global en la circulación aérea. Y es que el GNSS presenta, al igual que cualquier otro elemento, una serie de vulnerabilidades que deben ser identificadas y mitigadas. Se encuentran en desarrollo manuales y planes de contingencia para la continuidad de PBN en caso de fallo de GNSS.

Entorno a esta idea se estructura el PJ-14 de SESAR: A-PNT Functional Requirements Document. El Alternative PNT (A-PNT) es un habilitador tecnológico relacionado con la necesidad de introducir sistemas terrestres y aéreos que pueden soportar PBN tal como se encuentra definido y estandarizado, así como de proporcionar un sistema de contingencia con el nivel de performance requerido. Todo ello en caso de corrupción, degradación y/o ausencia o pérdida del GNSS. [5]

EL PJ-14 distingue dos ámbitos temporales de aplicación, en lo referente a lo sistemas de contingencia considerados. A largo plazo se consideran mejoras sobre todo en cuanto a sistemas autónomos de la aeronave, tendiendo a depender cada vez menos de ayudas externas para la navegación. Sin embargo, en lo que hace referencia a un corto-medio plazo, se busca mejorar las tecnologías actuales y el equipamiento existentes.

#### *I-D. Una solución a corto plazo: PBN basada en navegación DME/DME*

Resulta incuestionable la relevancia que seguirá adquiriendo en un futuro la navegación basada en satélite. Es por ello que todo el actual proyecto queda enmarcado dentro del contexto del desarrollo de planes de contingencia de GNSS.

La apuesta A-PNT a corto-medio plazo pasa por la racionalización y optimización de la actual red de radioayudas terrestres, principalmente la infraestructura DME para navegación DME/DME.

Identificada y posteriormente justificada (PARTE I del presente documento) esta necesidad, el presente trabajo expone una metodología basada en el documento 9613 (Manual PBN) de OACI para el cálculo de las prestaciones de la red DME en España.

TABLA I  
SISTEMA QUE PUEDE PROPORCIONAR SOPORTE PARA CADA ESPECIFICACIÓN PBN

Especificación	Aplicación de navegación e infraestructura que puede dar soporte							
	Oceánico / remoto	Ruta	Llegada	Aproximación				Salida
				Inicial	Intermedia	Final	Frustrada	
RNP 10	GNSS							
RNAV 5		GNSS DME/DME VOR/DME INS	GNSS DME/DME VOR/DME					
RNAV 2		GNSS DME/DME	GNSS DME/DME					GNSS DME/DME
RNAV 1		GNSS DME/DME	GNSS DME/DME	GNSS DME/DME	GNSS DME/DME		GNSS DME/DME	GNSS DME/DME
RNP 4	GNSS							
RNP 2	GNSS	GNSS						
RNP 1			GNSS	GNSS	GNSS		GNSS	GNSS
A-RNP	GNSS	GNSS	GNSS	GNSS	GNSS	GNSS	GNSS	GNSS
RNP 0.3		GNSS	GNSS	GNSS	GNSS		GNSS	GNSS
RNP APCH				GNSS	GNSS	GNSS GNSS + Baro	GNSS	
RNP AR APCH				GNSS	GNSS	GNSS + Baro	GNSS	

## II. OBJETIVO

La finalidad del proyecto es doble: por una parte, se pretende recopilar y constituir una justificación sólida para el desarrollo de planes y procedimientos de contingencia GNSS; por otra, trata de generarse una herramienta software para verificar el cumplimiento de prestaciones PBN con la actual red de radioayudas en España.

En primer lugar, busca analizar los principios de funcionamiento del GNSS, tratando de señalar sus debilidades y vulnerabilidades y con ello reconocer el impacto que su pérdida puede suponer para la navegación aérea.

Respecto al segundo punto, el objetivo final del proyecto es la generación de un mapeado del Error en la Estimación de la Posición de sistemas de navegación basados en dobles coberturas DME. De esta forma, se pueden identificar regiones para cada nivel permitirían a una aeronave cumplir con las especificaciones establecidas en el 9613.

Introducidas las coordenadas de un punto y un nivel de vuelo, es calculado el error en ese punto. Este proceso se plantea iterativamente en tantos puntos como se requiera analizar, y con los resultados obtenidos se pueden generar mapas que representen esta magnitud.

El estudio pretende servir como precedente para posteriores análisis más detallados de las prestaciones de la red DME en España como método de navegación como alternativa al GNSS. De los resultados obtenidos se espera, a su vez, tratar de proporcionar ideas generales para el proceso de optimización de la red de radioayudas. A su vez, el software desarrollado procura resultar útil para identificar posibles regiones con una excesiva densidad de estaciones, así como zonas desatendidas.

## III. ESTRUCTURA DEL DOCUMENTO

El documento se encuentra dividido en dos partes, atendiendo a los dos objetivos que se han establecido. La PARTE I recopila información sobre el sistema GNSS, sus errores, vulnerabilidades, impacto de fallo, y justifica la necesidad de desarrollar planes y procedimientos de contingencia. La PARTE II argumenta y detalla un método propuesto como una posible solución a corto-medio plazo al problema que se plantea en la PARTE I.

- Las secciones IV y VIII recogen los conceptos fundamentales relacionados con el funcionamiento del GNSS y DME. La parte relativa al GNSS se enfoca sobre todo a la identificación de las vulnerabilidades de este sistema y su potencial impacto en caso de fallo.
- La sección V expone un resumen de los manuales de implementación PBN de Eurocontrol relacionados con contingencia GNSS y planificación de infraestructura de ayudas a la navegación. Estos manuales sirven de justificación para el desarrollo de la herramienta y la metodología expuestas en la sección XI.
- La sección X detalla el fundamento matemático detrás del cálculo del Error en la Estimación de la Posición empleado en el software desarrollado.
- Finalmente, se aplica la herramienta generada para obtener un mapeado del Error en la Estimación de la Posición en una región de la Península Ibérica, que queda expuesto en la sección XII.

## PARTE I

### IV. GLOBAL NAVIGATION SATELLITE SYSTEM

A efectos del alcance del actual proyecto, la finalidad de este apartado es dar una idea del despliegue de ciencia e ingeniería que requiere el posicionamiento por satélite. Todo ello en cuanto a los problemas a los que se enfrenta o la amplitud de lo que abarcan las consideraciones que influyen en los cálculos. Se exponen algunas vulnerabilidades del GNSS como sistema de navegación, sin buscar proporcionar soluciones concretas a estas; simplemente como apoyo a la justificación del trabajo realizado en el presente estudio, que se detalla posteriormente.

#### IV-A. Fundamentos

El sistema GNSS consiste en una constelación de satélites en Órbita Media Terrestre<sup>3</sup> (MEO, Medium Earth Orbit) que permiten a un usuario dotado con un receptor GNSS calcular su posición en base al tiempo que tarda la señal en llegar desde cada satélite hasta su ubicación.

En 1993 entra en servicio la constelación Navstar GPS (comúnmente conocida como GPS, Global Positioning System) estadounidense. Surge con fines exclusivamente militares hasta su apertura para uso civil en 1995, permaneciendo aun así bajo control del departamento de defensa estadounidense. Desde ese momento han surgido diferentes iniciativas por parte de otros países por disponer de una constelación de satélites para provisión de servicio GNSS. La tabla II recoge un resumen de las 3 constelaciones principales que existen actualmente: GPS (estadounidense), GLONASS (rusa), y GALILEO (europea). China también dispone de su propia constelación (BeiDou), así como Japón (Quasi Zenith Satellite System (QZSS)) e India (Indian Regional Navigation Satellite System (IRNSS)). Estos dos últimos proporcionan solamente cobertura regional.

El principio en el que se basa el cálculo de la posición es la *trilateración*; un método para determinar la ubicación de un móvil o punto estacionario en el espacio usando múltiples rangos (distancias) entre el móvil/punto y múltiples ubicaciones conocidas separadas espacialmente (satélites, en caso de GNSS).

Cada satélite de la constelación emite una señal digital que permite al sistema embarcado calcular el denominado *pseudorango*, una estimación de la distancia basada en la medición del tiempo de propagación desde el satélite hasta la antena del receptor. A partir de la medida del pseudorango a varios satélites, un receptor calcula su posición.

La expresión general del pseudorango es:

$$\rho_i = \sqrt{(x_u - x_i)^2 + (y_u - y_i)^2 + (z_u - z_i)^2} + b_u + \nu_{u,i} \quad (1)$$

<sup>3</sup>Entre 19000 y 24000 km sobre el nivel del mar para las constelaciones actuales.

TABLA II  
CARACTERÍSTICAS DE LOS PRINCIPALES SISTEMAS GNSS. ADAPTACIÓN DE [7]

	GPS	GLONASS	GALILEO
Número nominal de satélites	24	24	27
Número total de satélites <sup>5</sup>	31	28	26
Planos orbitales	6	3	3
Sistema de referencia empleado	WGS 84	PE 90	GTRF
Frecuencias (ver figura 7)	L1, L2, L5	G1, G2, G3	E1, E5, E6

- El primer sumando representa la distancia euclídea<sup>4</sup> entre usuario (denotado con el subíndice  $u$ ) y cada uno de los satélites (denotados con el subíndice  $i$ ).
- El término  $b_u$  hace referencia al *clock offset*; el desfase temporal entre el reloj del receptor y el tiempo GPS. Consultar [33].
- $\nu_{u,i}$  representa el error sufrido por el usuario en su medición respecto al satélite  $i$ . Ver sección IV-B.

Las incógnitas del sistema de ecuaciones que se constituye a partir de (1) son las tres coordenadas de posición del del usuario, así como el valor del desfase del reloj, que es común a todas las mediciones (no depende del satélite al que se mida).

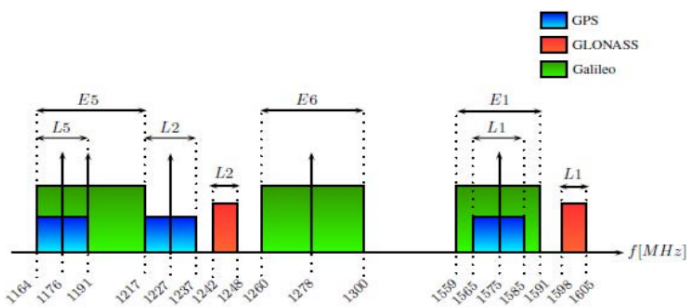


Figura 7. Banda de frecuencias de las constelaciones GPS, GLONASS y GALILEO. Obtenido de [8].

En términos estrictamente matemáticos, con cuatro satélites a la vista es posible resolver las 4 incógnitas de (1). No obstante, en su aplicación aeronáutica, por razones de integridad del servicio, disponer de 5 satélites permite determinar si la estimación de la posición es incorrecta. Adicionalmente, disponer de 6 permite detectar qué satélite está proporcionando una información incorrecta y descartarlo, asegurando la continuidad. Es habitual a nivel de superficie encontrarse bajo línea de vista de más de 8 satélites, por lo que la cobertura GNSS queda prácticamente garantizada en todo momento. Consultar [33].

<sup>4</sup>Referida a un sistema cartesiano con origen en el centro de masas de la Tierra, con el eje z en dirección del eje polar, eje x apuntando a la intersección del ecuador con el meridiano 0, y eje y formando un triedro a derechas. Ver [6].

<sup>5</sup>Incluyendo satélites en mantenimiento, en fase de pruebas, temporalmente inoperativos, y de repuesto. Actualizado a marzo de 2020

#### IV-B. Errores en el cálculo de la distancia mediante GNSS

A efectos del actual estudio, resulta relevante señalar qué fenómenos son considerados en el término de error  $\nu_{u,i}$ .

Este error del receptor se descompone en tres elementos, como expresa (2). Consultar [9] para mayor detalle.

$$\nu_{u,i} = I_{u,i} + T_{u,i} + \epsilon_u \quad (2)$$

- $I_u$  representa el retraso ionosférico; la perturbación en la señal debida a los efectos de la ionosfera terrestre.
- $T_u$  representa el retraso troposférico; la perturbación en la señal debida a los efectos de la troposfera terrestre.
- $\epsilon_u$  combina los errores multisenda (efecto despreciable en aplicación aeronáutica) y por ruido en el receptor.

##### IV-B1. Errores debidos a la propagación atmosférica:

Según la posición relativa entre usuario y satélite, la señal atraviesa un espesor diferente de la atmósfera, que actúa como medio de dispersión. Por este efecto, ionosfera y troposfera introducen una perturbación que además depende de la frecuencia.

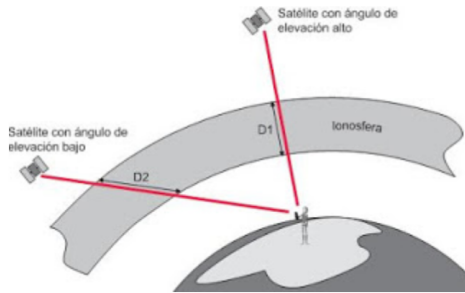


Figura 8. El efecto de las diferentes capas de la atmósfera depende del espesor de esta que atraviesa la señal GNSS. Obtenido de [11].

En lo que respecta a la ionosfera, al ser la capa de la atmósfera que se encuentra ionizada, interactúa electromagnéticamente con determinadas frecuencias. Es la capa causante de las reflexiones en banda HF que permiten comunicaciones terrestres de largo alcance [12]. Adicionalmente, introduce perturbaciones en la banda L de la señal GNSS que causan retardos del orden de metros en la señal; así como otra serie de efectos como centelleo de fase y amplitud, rotación de Faraday y curvaturas del rayo [13].

La actividad solar genera un importante impacto en el Contenido Total de Electrones (TEC, Total Electron Content) de ionosfera. Como se detalla en la sección IV-C3, las variaciones solares juegan un importante papel en la disponibilidad y continuidad del servicio GNSS.

**IV-B2. Errores en la estimación de la órbita:** Los parámetros de efemérides describen la órbita de los satélites. Estos parámetros se estiman en el segmento de control y son enviados a los satélites. Los satélites transmiten datos actualizados de efemérides cada 2 horas en el caso del GPS; sin embargo, estos parámetros no quedan libres errores residuales en relación con la órbita real.

**IV-B3. Errores en el receptor:** El ruido del receptor es un error difícil de parametrizar. Cubre un amplio espectro de tipos de ruido; que incluye, entre otros, radiación de microondas captada por la antena, ruido en la banda de frecuencias no relacionadas con la señal y ruido introducido por componentes del sistema (antena, cables, amplificadores...). [9]

**IV-B4. Efectos relativistas:** Como expresa (1), la posición del receptor se determina en un sistema de referencia cartesiano, generalmente ECEF (Earth Centered Earth Fixed); esto es, ligado al centro de la Tierra y girando solidariamente con esta. Un fenómeno que aparece debido a la rotación de la tierra es el denominado *efecto Sagnac*: Los parámetros de efemérides obtenidos del mensaje de navegación GNSS permiten posicionar el satélite en el momento de transmisión del mensaje; no obstante, en el momento de recepción es necesario parametrizar el movimiento terrestre e introducir correcciones para considerar el desplazamiento entre el momento de emisión de la señal y la recepción.

**IV-B5. Dilución de la precisión:** La posición relativa entre observador y los satélites que prestan servicio en un momento dado juega un papel crucial en el error en la estimación de la posición.

Debido a todos los factores ya mencionados, la medida de la pseudodistancia a cada satélite lleva asociado un error. A la hora de calcular la posición a partir de las mediciones a varios satélites, según sea la geometría que se forma con estos, el efecto acumulativo de sus errores individuales puede hacer que la estimación de la posición se vea sometida a una baja exactitud. Ver figura 9.

Esta idea adquiere especial relevancia para el desarrollo del presente estudio, ya que este es el concepto en el cual se basa el posterior cálculo de los errores en la estimación de la posición.

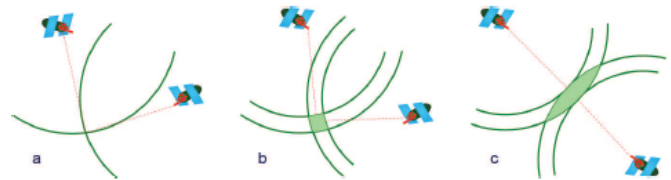


Figura 9. El error a la hora de calcular la posición depende de la posición relativa entre observador y satélites. Obtenido de [9].

La mayoría de errores señalados en este apartado son inherentes a cualquier sistema basado en telecomunicaciones a través de satélite. Los esfuerzos realizados en el ámbito de la ingeniería permiten modelizar estos fenómenos, de forma que en gran medida puede ser mitigado el error que introducen.

Cabe mencionar también la existencia de técnicas y sistemas diseñados para aumentar la precisión del GNSS: GPS diferencial (DGPS), sistemas de aumentación basados en tierra (GBAS), espacio (SBAS) o en un ámbito más aeronáutico, en la propia aeronave (ABAS). Véase [7] para ampliación de estos conceptos.



Todo ello hace que el sistema GNSS en la actualidad sea capaz de proporcionar precisiones de hasta el orden de centímetros en algunas de las mejores aplicaciones, con un correcto post-procesado de la señal. [10]

#### IV-C. Vulnerabilidades

Debido a la potencia inherentemente baja de las señales GNSS (aprox. -130 dBm de potencia de señal recibida en tierra), las bandas GNSS se encuentran dominadas por el ruido blanco gaussiano<sup>6</sup>. Este ruido es entre cientos y miles de veces más fuertes que la propia señal GNSS. Consecuentemente, las señales GNSS son extremadamente susceptibles a todo tipo de interferencia. [14]

**IV-C1. Interferencias intencionadas: jamming y spoofing:** Las interferencias suelen ser involuntarias; sin embargo, existen dispositivos que pueden interferir intencionadamente en la señal GNSS. Actualmente, y principalmente gracias a Internet, estos elementos se encuentran al alcance de cualquier usuario en el así denominado mercado COTS (Component off-the-shelf), traducido literalmente *componentes sacados del estante*; elementos de suministro vendidos en el mercado comercial para elementos relacionados con la tecnología.

La señal GNSS es susceptible de *jamming* o interferencia intencionada cuando simplemente sufre un ataque de denegación de servicio. No obstante, una amenaza mayor la representa el *spoofing*, cuando intencionalmente se causa que un receptor estime una posición falsa sin que sea capaz de reconocerlo.

El jamming es el acto de dirigir intencionalmente la energía electromagnética hacia un sistema de comunicación (y navegación) para interrumpir o evitar la transmisión de la señal.

Las fuerzas de seguridad y cuerpos de defensa están autorizadas para inhibir señales, generalmente con carácter local y con una finalidad táctica. En el ámbito civil, existen dispositivos de protección personal basados en la inhibición de frecuencia cuyo uso se puede ver motivado por diferentes razones, pero que en muchos casos rozan la ilegalidad. [14]

En enero de 2007, los servicios de GPS se ven significativamente interrumpidos a lo largo de la bahía de San Diego, California (figura 10). Su impacto abarca desde el cese de funcionamiento de los sistemas en la torre del aeropuerto internacional de San Diego hasta la inhabilitación de los cajeros automáticos de la ciudad. Lleva tres días descubrir que dos buques de la Armada estadounidense están realizando ejercicios militares para los cuales se emplea el uso de inhibidores de frecuencia que de forma no intencionada interfieren en la señal GNSS en toda la bahía. [15]

En agosto de 2013, un hombre de Nueva Jersey es sancionado con 32000 dólares tras emplear un inhibidor en su camión de reparto para evitar ser localizado por la empresa a la que sirve. A causa del dispositivo, el aeropuerto de Newark pierde la señal GNSS durante unas horas.

Otro incidente similar es investigado durante dos meses por la FAA (Federal Aviation Administration) en 2009, cuando

<sup>6</sup>Señal aleatoria (proceso estocástico) que se caracteriza por el hecho de que sus valores de señal en dos tiempos diferentes no guardan correlación estadística.



Figura 10. Impacto de una fuente de jamming en San Diego en enero de 2007.

sistemáticamente se reciben reportes de degradación de la señal GNSS en el mismo aeropuerto. Un camionero con un inhibidor casero interfiere en la señal al pasar su ruta por las proximidades. [15]

Si bien estos ejemplos no son expresamente casos intencionados, dan una idea de la vulnerabilidad de los sistemas basados en satélite (baja potencia) ante tal amenaza.

Por otra parte, como ya se ha hecho mención, la señal GNSS es replicable desde dispositivos terrestres, permitiendo inducir en los receptores un error intencionado para que estos proporcionen una lectura deliberadamente errónea.

Entre los casos de spoofing o *meaconing* destaca el incidente del RQ-170 Sentinel, un Vehículo Aéreo No Tripulado (UAV, Unmanned Aerial Vehicle) del ejército estadounidense capturado por fuerzas militares iraníes el 4 de diciembre 2011, cuando servía para una misión de espionaje en espacio aéreo iraní. [16]

Aparentemente, un dispositivo spoofer hace creer a la aeronave que se encuentra volando a mayor altitud que la real, por lo que esta comienza a descender de forma controlada hasta tomar tierra sin sufrir daños mayores.

El ejército iraní presume de haber logrado descifrar el sistema informático incorporado en el UAV. Los hechos acaban siendo reconocidos por el departamento de defensa estadounidense. [17]



Figura 11. RQ-170 Sentinel mostrado públicamente en la televisión iraní.

Otro ejemplo de este tipo de prácticas es llevado a cabo por un grupo de estudiantes de la Escuela de Ingeniería de Cockrell (Austin, Texas). En la demostración, los estudiantes, con equipamiento electrónico construido por ellos mismos, se hacen con el control de la navegación de un yate de 80 millones de dólares cuyo propietario participó voluntariamente en el experimento.

Con un dispositivo casero consiguen desviar el yate de su trayectoria sin disparar ninguna alarma de integridad de los sistemas de navegación. [22]

**IV-C2. Disponibilidad selectiva:** Los satélites GPS transmiten una señal de uso civil y otra militar (encriptada). Los sistemas de posicionamiento por satélite son un recurso compartido entre ambos usos; y como tal, no dejan de estar sujetos a intereses estratégicos de cada país.

La disponibilidad selectiva (SA, Selective Availability) fue una degradación intencional del rendimiento del GPS por parte del gobierno de los EE.UU. por razones de seguridad nacional.

Hasta su eliminación, el departamento de defensa de los Estados Unidos se reservaba el derecho de realizar correcciones del reloj satelital en las efemérides transmitidas para reducir la precisión del uso civil del GPS. Sin embargo, el 2 de mayo de 2000, esta función se suspende, y Estados Unidos anuncia que ya no recurriría a ella. Además, la nueva generación de satélites GPS (GPS III) no está dotada de esta característica.

**IV-C3. Impacto solar:** Tal como se adelantaba anteriormente, al igual que cualquier sistema basado en satélite, el GNSS es vulnerable a la actividad solar.

El impacto del Sol supone un efecto directo para el GNSS. Las perturbaciones en su corona del pueden crear ráfagas de radiación causan un aumento en el nivel de ruido de radiofrecuencia en la bandas GNSS, afectando así la recepción de señales de todos los satélites a la vista en ese lado de la Tierra. En algunos casos reportados, la intensidad de una ráfaga de radiación solar ha llegado a causar que los receptores GNSS pierdan temporalmente todas las señales de satélite. La experiencia ha demostrado que estos eventos pueden durar hasta una hora. [1]

Adicionalmente, el Sol causa efectos indirectos en el sistema GNSS a través de su impacto en la ionosfera terrestre. En el propio Manual GNSS se recoge que las tormentas solares pueden provocar un centelleo ionosférico severo capaz de resultar en la pérdida temporal de una o más señales de satélite.

El tipo y la gravedad de los efectos ionosféricos varían con el nivel de actividad solar, la región del mundo y otros factores, como la época del año y la hora del día. Las tormentas solares pueden causar grandes variaciones en los retrasos ionosféricos que pueden afectar a los receptores en áreas amplias. Esta actividad solar alcanza sus picos en ciclos de once años. [1]

El TEC, el Contenido Total de Electrones, se define como el número de electrones libres en una columna de  $1 \text{ m}^2$  de base centrada en la dirección de observación. Ver figura 12. [13]

Esta magnitud depende de la hora local (durante el día la radiación solar ioniza la atmósfera, aumentando la cantidad de

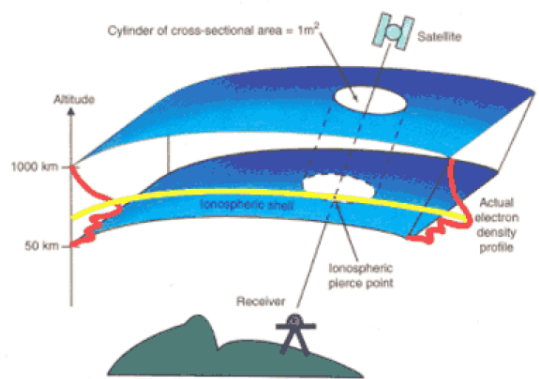


Figura 12. TEC en la ionosfera medido en una columna de  $1 \text{ m}^2$  en dirección de la observación. Representa la concentración de electrones en la ionosfera, cuya variación causa las denominadas tormentas ionosféricas. Obtenido de [13].

electrones), la latitud, la época del año, la actividad solar y la actividad geomagnética de la Tierra.

Además de las señaladas causas que caracterizan una ionosfera nominal, existen otros factores irregulares que afectan al TEC, y son menos predecibles: la anomalía ecuatorial, burbujas ionosféricas, tormentas ionosféricas, TID (Traveler Ionospheric Disturbances, Perturbaciones ionosféricas Viajeras), SID (Sudden Ionospheric Disturbances, Perturbaciones Ionosféricas Repentinas), etc. [13]

El retardo ionosférico en las medias GNSS puede corregirse usando la estimación obtenida con datos SBAS o mediante correcciones diferenciales. Para estas últimas se emplean mediciones de referencia de estaciones próximas al usuario cuya posición es bien conocida, y que se puede asumir que la ionosfera es la misma para ambos.

No obstante, a pesar de los esfuerzos invertidos en este campo, el impacto de las tormentas ionosféricas (perturbaciones en los niveles de TEC) sigue siendo sujeto de numerosos estudios. Véanse [13], [18], [19], [20] y [21].

Entre los días 19 y 21 de octubre del año 2003 se vive una de las mayores tormentas del último ciclo solar, que afecta principalmente a la zona de norteamérica. Esta tormenta llega a degradar en un factor entre 10 y 30 las prestaciones del GPS diferencial marítimo. Los sistemas SBAS en Estados Unidos causan el rebasamiento del límite del error vertical durante unas 11 horas el 30 de octubre de 2003. En Europa, la disponibilidad se ve reducida en un 5% para la zona central y un 20-60% para los bordes. [13]

El 22 de octubre de 2011 se producen en el Sol eventos que provocan una tormenta geomagnética. Esta tormenta causa una perturbación en la ionosfera sobre la Península Ibérica que acaba implicando la pérdida de señal en sistemas GPS en el sur del país, junto con importantes pérdidas en el nivel de fiabilidad del sistema EGNOS (SBAS europeo) en toda Europa. [21]

No obstante, cabe señalar que desde el punto de vista ionosférico, España está situada en una de las mejores zonas (latitud media). La región que se podría ver más afectada es

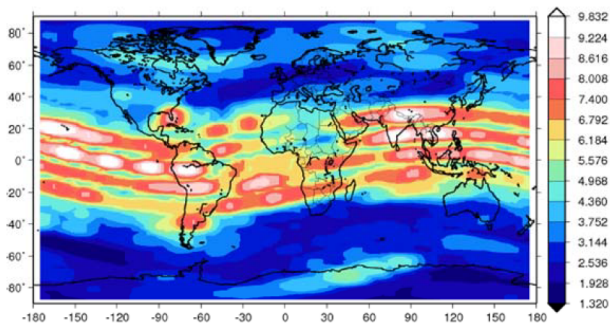


Figura 13. Valores máximos de gradientes Norte-Sur de TEC vertical (TECu/grado) de 1996 a 2008. Obtenido de [13].

la de las Islas Canarias. Ver figura 13.

**IV-C4. Interferencias no intencionadas:** A pesar de usar técnicas de modulación diferentes, las frecuencias GNSS comparten bandas con otros usos, algunos de ellos aeronáuticos. En la figura 14 se aprecia, entre otras, que las bandas E5 y L5 solapan el espectro de las señales SSR (Secondary Surveillance Radar, Radar de Vigilancia Secundario) y DME.

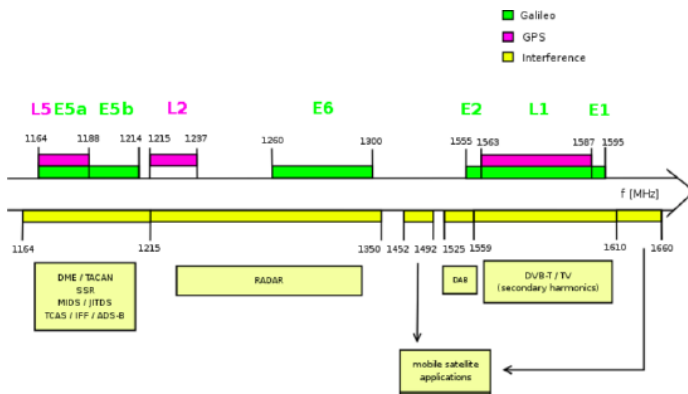


Figura 14. Tipos y fuentes de interferencia electromagnética no intencionada en las bandas GNSS. Obtenido de [23].

**IV-C5. Fallos de la constelación:** A lo largo de la existencia de los distintos sistemas GNSS se han producido fallos globales en la constelación.

Una serie de fallos matemáticos de software dejan fuera de servicio durante 10 horas la mayoría de satélites de la constelación GLONASS entre las 04:30 GMT y las 15:30 GMT del 2 de abril de 2014. El factor humano es la causa del fallo relacionado con un error en la transmisión a los satélites de las efemérides, por lo que los equipos espaciales, a su vez, devuelven a Tierra datos erróneos de navegación. [24] [2]

El 26 de enero de 2016 se produce un incidente con los relojes de los satélites del GPS. Varios satélites transmiten una discrepancia de tiempo de 13,7 millonésimas de segundo. Esta diferencia provoca una desincronización que afecta a torres de telefonía, genera errores en comunicaciones de servicios básicos como policía o bomberos, pérdida de señal de radio o fallos en telescopios que siguen asteroides en el espacio y que usan la red GPS para sincronizarse. [25] [2]

Otro ejemplo de este tipo se produce el 11 de julio de 2019, afectando esta vez a la constelación europea GALILEO, que permanece inoperativa durante una semana por una avería en los equipos de tierra los centros de control que calculan las predicciones de tiempo y órbita. [26] [2]

#### IV-D. Implicaciones de la pérdida del GNSS en la aviación

De la tabla I se deducía el papel estratégico clave que suponen los sistemas GNSS para el desarrollo y la implementación de PBN. En efecto, la no disponibilidad del GNSS genera un impacto directo en las prestaciones alcanzables para la navegación, pero las consecuencias de su pérdida en el ámbito aeronáutico trascienden a este hecho.

Dependiendo de la duración del evento y el área afectada, se pueden ver afectados otros sistemas. Uno de los usos fundamentales del GNSS es la referencia de tiempos que ofrece. Sin ella, pueden verse afectados por desincronizaciones los servicios de comunicación como CPDLC (Controller Pilot Data Link Communication, Comunicaciones Vía Enlace de Datos) o apuntamiento de antenas. Los sistemas ADS también dependen de la información de posición calculada mediante satélite.

En cuanto al impacto en otros sistemas auxiliares, el corte del sistema GNSS inhabilita los sistemas TWAS (Terrain Warning and Avoidance System) y EGPWS (Enhanced Ground Proximity Warning Systems); sistemas embarcados para alerta y evasión del terreno. La altimetría geométrica y sistemas de visión sintética pueden verse degradados.

Adicionalmente, en caso de accidente, sin GNSS se pierde la ELT (Electronic Locator Transmitter); la radiobaliza de emergencia que se activa manual o automáticamente en caso de colisión.

En el anexo de este documento se desglosa en detalle la implicación y las consecuencias de la pérdida del GNSS en la aviación.

#### IV-E. Resumen

Queda clara la importancia del Sistema de Navegación Global por Satélite en el ámbito aeronáutico en el presente y sobre todo en el futuro más próximo. Es imprescindible considerar y estudiar las fuentes de error y las vulnerabilidades de este sistema, así como evaluar y desarrollar planes y procedimientos de contingencia para tratar de minimizar las consecuencias de un posible fallo.

La tabla III recoge un resumen de todos los aspectos expuestos en esta sección del documento sobre los errores y las vulnerabilidades del GNSS.

TABLA III  
RESUMEN DE ERRORES Y VULNERABILIDADES DEL GNSS

Fuente de error / vulnerabilidad	Causa	Efecto
Clock offset	Desfase horario entre el reloj satelital y el reloj del receptor	Necesidad de introducir una nueva incógnita en la ecuación del pseudorange
Retraso ionosférico	Perturbación debida a los efectos de la ionosfera	Introducción de un error que en algunos casos resulta muy complejo de modelizar
Retraso troposférico	Perturbación debida a los efectos de la troposfera	Error caracterizable con menor complejidad
Multipath	Reflexiones de la señal causan que la trayectoria no sea rectilínea y posibles recepciones múltiples de la misma señal reflejada	Errores en entornos urbanos y a baja altitud
Ruido en el receptor	Cualquier tipo de señal que introduce ruido en el receptor	Error difícil de parametrizar (generalmente se modeliza como ruido blanco gaussiano)
Efectos relativistas	Rotación terrestre que implica un movimiento entre emisión y recepción	Necesidad de incluir términos correctores en las ecuaciones
Dilución de la precisión	Geometría que conforman los satélites con el receptor	Fuerte dependencia en el error en el posicionamiento de la posición relativa entre observador y satélites
Interferencia no intencionada	Baja potencia de recepción de la señal y coexistencia de diferentes señales en la misma banda	Posibles pérdidas a nivel local de la señal GNSS
Jamming	Interferencia intencionada (inhibición de la señal) con dispositivos de fácil acceso	Pérdida total de la señal que puede afectar a grandes áreas
Spoofing	Interferencia en la señal para proporcionar deliberadamente una posición falsa	Indicación falsa sin disparar sistemas de alerta de integridad que puede causar la interferencia ilícita del control de una aeronave
Disponibilidad selectiva	Manipulación intencionada en los datos de efemérides por parte de los Estados con fines estratégicos de defensa	Disminución de las prestaciones y la exactitud del posicionamiento
Impacto solar	Ráfagas de radiación solar	Aumento del ruido electromagnético en las bandas GNSS
Tormenta ionosférica	Actividad solar que produce alteraciones en la concentración de electrones en la ionosfera	Pérdida significativa de las prestaciones del GNSS que puede generar interrupciones de larga duración en regiones amplias
Fallos de la constelación	Otros errores en el segmento de control o espacial	Constelación inoperativa durante un tiempo indeterminado

#### V. NECESIDAD DE MEDIOS DE CONTINGENCIA A CORTO-MEDIO PLAZO

Tras identificar las vulnerabilidades del GNSS y el potencial impacto de su pérdida, en este apartado se recoge un resumen de las indicaciones expuestas en la Serie de Manuales PBN de Eurocontrol. Ver figura 15.

1. Manual europeo de concepto del espacio aéreo para la implementación PBN
2. Manual europeo de infraestructura para RNAV 1
3. Manual europeo de espaciado de rutas PBN
4. Manual europeo de planificación de infraestructura de ayudas para la navegación
5. Manual europeo de implementación PBN y planificación

de la transición

#### 6. Manual europeo de contingencia / reversión para operaciones PBN

Los manuales PBN de Eurocontrol se encuentran relacionados entre sí, pero cada uno se puede usar de forma independiente. Los manuales 1, 3 y 7 están principalmente dirigidos a audiencias de operadores ATM, mientras que los manuales 2 y 4 son enfocados a administradores de infraestructura. Los manuales 5 y 6 proporcionan el vínculo entre las dos audiencias sobre temas de importancia común. [2]

El manual 6 sobre contingencia y reversión del sistema GNSS sirve de principal apoyo para justificar la necesidad del estudio realizado en el presente proyecto. Se detallan a continuación sus aspectos más relevantes.

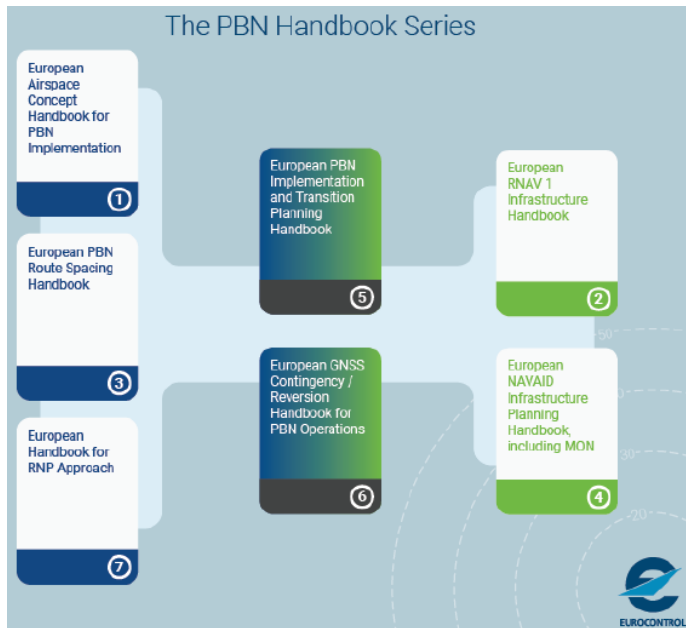


Figura 15. Manuales de Eurocontrol para la implementación de PBN en Europa. Obtenido de [2]

#### V-A. Posicionamiento PBN

Ya se ha hecho mención al introducir el concepto de PBN, que este se compone de tres elementos:

- Especificación de Navegación (estándares para la aplicación RNAV o RNP)
- Infraestructura de Navegación
- Aplicación de Navegación (uso de la infraestructura y una especificación para formar rutas, SID/STAR, y procedimientos de Aproximación Instrumental)

Todo PBN se basa en la navegación de área, para la cual los sistemas RNAV de la aeronave obtienen información de (por orden de preferencia):

1. Infraestructura espacial (GNSS, GPS & SBAS)
2. Ayudas a la navegación terrestres (DME/DME, VOR/DME)
3. Sistemas de referencia inerciales embarcados, que generalmente se actualizan periódicamente mediante infraestructura basada en tierra o en espacio. Ver tabla IV.

#### V-B. Modificaciones al sistema actual

Hoy en día se realiza un uso extensivo de la vectorización de tráfico (proporcionar instrucciones de rumbo y velocidad por parte del controlador). Se establece hasta el año 2030 un periodo de transición hacia un entorno de completa implementación de PBN, partiendo de la actual combinación de vectorización, navegación convencional y rutas RNAV.

Este entorno de total implementación PBN se encontrará principalmente basado en operaciones RNP o RNAV, con el

<sup>7</sup>Para RNP 1, el empleo de DME/DME queda sujeto a autorización del Estado.

<sup>8</sup>Para las operaciones RNP AR donde el requisito de performance es inferior a 0.3 NM en aproximación o menos de 1 NM en frustrada, se requiere IRS.

TABLA IV  
FUENTES DE POSICIONAMIENTO (REQUERIDA / OPCIONAL) PARA CADA ESPECIFICACIÓN DE NAVEGACIÓN DEL REGLAMENTO DE LA UE. OBTENIDO DE [2].

	GPS	IRS	DME/DME	DME/DME/IRU	VOR/DME
RNAV 5	O	O	O	O	O
RNAV 1	O		O	O	
RNP 1	R		O	O <sup>7</sup>	
RNP APCH (LNAV y LNAV/VNAV)	R				
RNP APCH (LPV)	R con SBAS				
RNP AR APCH	R	O <sup>8</sup>			
RNP 0.3 (Helicópteros)	R				

GNSS como fuente primaria de posicionamiento, reservando el sistema de rutas convencionales o vectorización como elementos de contingencia.

Este nuevo marco normativo establecido para junio de 2030 afecta a varios de los planos y elementos del ATM:

- ATC: Deberán modificar su forma de trabajo, pasando de proporcionar control de una forma más táctica (vectores) para depender más de la evitación del conflicto (*de-confliction*) estratégica mediante rutas predefinidas y publicadas.
- Diseñadores de procedimientos: Se contemplan posibles modificaciones en los criterios de protección contra obstáculos y diseño de procedimientos.
- Encargados de sistemas ATC: Potencialmente afectados por la necesidad de incluir en los sistemas notificaciones en caso de no disponibilidad del GNSS.
- Encargados de infraestructura: Deberán centrar principalmente su actividad en el GNSS, asegurando la disponibilidad de una red de ayudas a la navegación terrestres durante el periodo de transición y para dar apoyo en caso de contingencia.

Comienza a destacarse, por lo tanto, el papel de la red de radioayudas terrestres para dar soporte ante un posible fallo del GNSS.

#### V-C. Impacto operacional del GNSS no utilizable

*V-C1. Procedimientos de tripulación de vuelo:* Resulta necesario que los pilotos sean conscientes de que el GPS no se encuentra disponible mediante algún tipo de indicación en cabina.

Si el GPS falla, la mayoría de sistemas de aviónica con medios alternativos automáticamente revierten la navegación a sistemas inerciales con actualización por radio (DME/DME, por ejemplo). La tripulación también puede recurrir a la solicitud de vectores si la navegación resulta inviable.

Se establece que los proveedores de servicio deben gestionar a nivel local sus planes de contingencia contemplando las diferencias entre las distintas aviónicas, asumiendo, a su vez, el impacto global de la pérdida del GPS (ver anexo).

En caso de fallo del GPS, es responsabilidad del piloto seleccionar otro tipo de aproximación no basada en GNSS o si dirigirse al aeropuerto alternativo.

V-C2. *Procedimientos ATC*: Al recibir sus habilitaciones, el personal ATC debe estar familiarizado con los procedimientos de contingencia desarrollados para su unidad. De cara a implementación futura de PBN, en estos procedimientos deben añadirse medidas de consideraciones en caso de no disponibilidad de GPS.

De igual forma que las tripulaciones de vuelo, es imprescindible de cara a la consciencia situacional del personal de control conocer el estado de la red GPS. Estas notificaciones en un entorno PBN pueden llegar al controlador vía NOTAM o reportes de los pilotos. Se postula la necesidad de aprovechar tecnologías como ADS-B para hacer llegar esta información al controlador.

Como antecedente, existen paneles de indicación del estado de las radioayudas. Estas señalan mediante colores (rojo y verde) la disponibilidad de cada estación terrestre. Las unidades ATC deben conocer los procedimientos asociados a cada radioayuda para saber de cuales disponen.

Un ATC no puede autorizar:

- RNP APCH.
- Cualquier procedimiento autorizado solamente mediante GPS, sean rutas ATS, SID/STAR o espacios *free route*; independientemente de las causas por las que tal procedimiento haya sido definido de uso exclusivo de GPS.
- Un procedimiento definido mediante GPS o DME a una aeronave equipada exclusivamente con sistema de navegación GPS.

Se contemplan, por lo tanto, situaciones en las cuales cada tráfico deberá actuar de una forma, en base a sus prestaciones.

#### V-D. *Qué significa "GPS inutilizable"*

Técnicamente hablando, existe una diferencia entre un *cor-te/apagón* GPS (sin señal), *GPS poco fiable* (hay señal pero no es fiable) y *GPS inutilizable* (traducido de *GPS outage, unreliable* y *unusable*, respectivamente).

El controlador puede percatarse de que los tráficos se desvían de la línea central de la ruta, o recibir notificaciones de los pilotos de que se ha perdido el GPS como fuente primaria. Esta misión, en cualquier caso, debe ser determinada por la aviónica de a bordo. Mientras que actualmente unos FMS (Flight Management System) anuncian que la señal GPS primaria se ha perdido, otros no informan a la tripulación mientras la aeronave sea capaz de mantener operaciones RNP.

La alerta de la no empleabilidad del GPS y la capacidad de continuar con la navegación dependen de la "programación" y la "lógica" de los equipos, y deben cumplir con unos estándares concretos; pero si una población de aeronaves en un área en particular informa de problemas de cortes o pérdidas del GPS, o Unable RNP (incapaz RNP), esto se considera una indicación de que el GPS se encuentra inutilizable.

#### V-E. *Duración y área de afectación*

Las medidas de contingencia se basan en el mantenimiento de la operación ante una caída del sistema. En este sentido, la

duración de esta caída es un factor relevante a considerar. En términos generales se emplean conceptos de duración corta, media y larga sin un significado establecido.

Dada la creciente dependencia del GPS y sus vulnerabilidades, el elemento de la duración de la interrupción es de considerable importancia.

En el manual 6 de Eurocontrol de contingencia GNSS se acuerdan los siguientes horizontes temporales:

- Corto: 2 horas o inferior
- Medio: entre 2 horas y 2 días
- Largo: entre 2 días y 1 semana
- Extendido: superior a una semana

De la misma forma, el área que se puede ver afectada es otro factor a tener en cuenta. Algunas áreas donde no se puede usar GNSS están localizadas, (por ejemplo en las proximidades de un procedimiento aproximación), mientras que otras pueden cubrir regiones de diferentes tamaños y, en casos extremos, muy amplios.

El manual [2] expone otros tres casos distintos a los recogidos en la sección IV-C5. Se detallan situaciones reales en las que distintos fallos provocan la inoperabilidad del GNSS con impactos locales en uno de los casos y en otro de ellos con consecuencias en toda la región oriental del Mediterráneo durante meses.

#### V-F. *GNSS inutilizable (unusable) - Mitigación y contingencia*

El GPS y sus aumentaciones presentan, como se ha analizado ya, una serie de vulnerabilidades. Estas deben ser mitigadas bien mediante requisitos de robustez en los sistemas, o a través del desarrollo de procedimientos de contingencia que dependan de otras fuentes de posicionamiento alternativas, tal como se aborda en el presente proyecto.

V-F1. *Evolución del concepto de espacio aéreo*: La transición a PBN posibilita el diseño de rutas y procedimientos libres de conflicto de manera estratégica (strategically-de-conflicted), evitando la necesidad de vectores.

Adicionalmente, las especificaciones RNAV 1 y RNP 1 proporcionan la posibilidad de reducir la separación lateral entre rutas de cara a 2030, aumentando la capacidad del espacio aéreo.

En cuanto a los responsables de infraestructura, debido a que las rutas de vuelo PBN se pueden trazar sin restricciones a sistemas terrestres (si los obstáculos lo permiten), estos deben tener en consideración la cobertura de sistemas de posicionamiento esté disponible a lo largo de las rutas tanto para operaciones nominales como de contingencia. Es decir, el diseño de rutas con especificaciones PBN debe considerar la posibilidad de revertir la navegación a sistemas alternativos, y por lo tanto estudiar la cobertura y las prestaciones que estos ofrecen.

En una situación ideal, el tráfico debería ser capaz de continuar con la navegación. En un ejercicio realizado en espacio aéreo de Budapest de simulaciones a tiempo real de reversión RNP en 2012 se concluye que resulta muy ventajoso

proporcionar al personal de control en sus monitores información acerca de qué tráficos pueden continuar su navegación sin GNSS.

#### V-G. Escenario 2030

A modo de escenario nominal de referencia, se establecen en el Manual 6 los siguientes hitos que se asumen cumplidos de cara a la implementación de entornos operacionales full PBN:

Respecto a las aeronaves:

- Todas las aeronaves se encuentran equipadas con receptores GPS y RAIM (Receiver Autonomous Integrity Monitoring) para integridad.
- Como mínimo el 90 % de las aeronaves se encuentran equipadas con capacidad de navegación de área DME/DME.
- La mayoría de aeronaves se encuentran equipadas con sistemas inerciales (INS/IRS/IRU).
- Todas las aeronaves están certificadas para RNAV 5 mediante VOR/DME, DME/DME, o GPS.
- Todas las aeronaves están certificadas para RNP 1 en las SID/STAR. Para 2024, el 70 % de las aeronaves se asumen certificadas para RNP 1 con RF (Radius to Fix, Viraje de Radio Fijo)
- Para 2024 el uso de RNP 1 mediante DME/DME ha sido autorizado por los Estados, y el 35 % de las aeronaves está certificada para volarlo.
- Todas las aeronaves están certificadas para RNAV 1 basada en GPS.
- El 90 % de la flota está certificado para operaciones RNAV 1 basadas en DME/DME, con o sin IRU.
- El 20 % de las aeronaves se encuentran equipadas con SBAS/GBAS y aprobadas para RNP APCH hasta mínimos LPV o SBAS CAT I/GBAS CAT I.
- Todas las aeronaves se encuentran aprobadas para RNP APCH LNAV.
- La mayoría de las aeronaves se encuentran aprobadas para RNP APCH con mínimos LNAV/VNAV.
- Todas las aeronaves se encuentran equipadas con ILS.

En cuanto a sincronización de tiempos (timing):

- Se asume que los sistemas terrestres en el escenario del aeropuerto disponen de fuentes de medición y sincronización de tiempo independientes que pueden ser empleadas en caso de fallo GNSS. Ver anexo.

Respecto a SID/STAR:

- La mayoría de procedimientos se publican con especificación RNP 1 y transiciones RF donde se requiera.
- Varias rutas ATS publicadas con especificación RNAV 1 con transiciones Fly-By<sup>9</sup>.
- Existen procedimientos convencionales basados en VOR/DME para dar apoyo a aeronaves capacidades inferiores o reducidas.

- Para procedimientos RNP 1 se emplea una separación entre rutas de 5 NM tanto en segmentos rectos como en virajes, para los cuales se requiere RF.
- Para rutas procedimientos 1 se emplea una separación entre rutas de 5 NM solamente en segmentos rectos.

En aproximación, se contemplan las aproximaciones RNP como principal modo de operación:

- Se publican RNP APCH con mínimos LNAV, LNAV/VNAV y LPV.
- Se publican RNP AR APCH específicamente para aproximaciones paralelas de modo 1 (independientes).
- Procedimientos de aproximación de precisión publicados en CAT I con mínimos ILS, GBAS y SBAS.
- Procedimientos de aproximación publicados en CAT II/IIIB con ILS
- RNP AR APCH en modo 1 mediante ILS o GBAS.

En frustrada<sup>10</sup>:

- Procedimientos RNAV 1 basados en DME/DME para RNP APCH y aproximación GBAS.
- Extracción RNP AR mediante DME/DME y sistemas inerciales.
- RNP 1 basado en GNSS para aproximaciones ILS.

En el Manual de Eurocontrol se ponen en manifiesto una serie de posibles escenarios de fallo de GNSS, y las medidas que resultarían necesarias en cada uno de ellos. Cobran principal relevancia para justificar el actual proyecto las siguientes:

- El 90 % de la flota puede continuar operaciones RNAV 1 basadas en DME/DME.
- El 35 % de las aeronaves disponen de capacidad de monitorización y alerta que permite llevar a cabo una RNP 1 mediante DME/DME, bajo autorización del Estado.
- Todas las aeronaves pueden cumplir con especificaciones RNAV 5 mediante VOR/DME y DME/DME.
- Por encima de FL310 hay cobertura en todo el espacio aéreo para navegación RNAV 5 basada VOR/DME o DME/DME.
- En SID/STAR, las operaciones RNP 1 siguen siendo posibles para algunas aeronaves, pudiendo aplicar condiciones especiales a la infraestructura DME. Para ello debe garantizarse que las aeronaves son capaces de cumplir con una desviación inferior a 1 NM encontrándose bajo cobertura de la infraestructura DME/DME.
- En SID/STAR, las aeronaves deben ser capaces de mantener especificación RNAV 1 bajo cobertura de la infraestructura DME/DME.
- Las rutas ATS publicadas como RNAV 1 pueden ser voladas dentro de la cobertura de la infraestructura DME/DME.
- Toda la operación en ruta puede mantenerse bajo especificación RNAV 5 bajo cobertura de la infraestructura VOR/DME y DME/DME.

<sup>9</sup>No resulta necesario sobrevolar el punto designado, el viraje se anticipa.

<sup>10</sup>Se considera que la razón para frustrar una aproximación es la pérdida de la fuente de navegación primaria.

## V-H. Contexto regulador

De acuerdo con la estrategia de OACI, la reglamentación europea exige a los proveedores de servicios de navegación aérea que publiquen sus procedimientos PBN en todos los Estados Miembro de la Unión Europea y en aquellos donde los estos proveedores proporcionen servicio. Todo el entorno normativo queda recogido en:

- Reglamento de ejecución (UE) No 716/2014. Conocido como PCP IR.
- Reglamento de ejecución (UE) No 2018/1048. Conocido como PBN IR.
- Acceptable Means of Compliance and Guidance Material to PBN IR through the ED Decision 2018/013/R.

## VI. RED DE RADIOAYUDAS TERRESTRES COMO MÉTODO DE CONTINGENCIA

*“Los proveedores de ATM/ANS adoptarán las medidas necesarias para garantizar que siguen siendo capaces de prestar sus servicios con otros medios cuando, por motivos imprevistos ajenos a su control, el GNSS u otros métodos utilizados para la navegación basada en la performance dejen de estar disponibles [...]. Una de esas medidas consistirá, en particular, en conservar una red de ayudas convencionales de navegación y las infraestructuras de vigilancia y comunicaciones afines” - Artículo 6 PBN IR.*

En esta dirección, el Manual 4 PBN de Eurocontrol [3] recoge indicaciones generales para los agentes encargados de la planificación de infraestructura para permitir y lograr la implementación de PBN.

En él se establecen los siguientes puntos respecto a los sistemas NDB, VOR y DME:

- El papel de las ayudas a la navegación terrestre evolucionará gradualmente hacia la provisión de apoyo al GNSS como medio de contingencia.
- El anterior punto brinda la oportunidad de racionalizar la infraestructura terrestre, donde solamente debe existir una Red Operativa Mínima (MON, Minimum Operational Network) para proporcionar este servicio de apoyo.

Respecto al NDB:

- No se contempla ninguna finalidad en la implementación de PBN.

Respecto al VOR:

- Las instalaciones VOR deben terminar por ser retiradas en el contexto general de los planes PBN.
- Puede mantenerse para fines secundarios (aviación general o verificación).
- Se puede valorar su aplicación en entornos de ruta, especialmente si la cobertura DME/DME es limitada.
- Cabe su mantenimiento como sistema para la actualización de inerciales si no es posible realizarlo mediante DME/DME.
- Puede seguir sirviendo para aproximaciones de no precisión durante el periodo de transición hasta junio de 2030.
- Puede servir para definir SID/STAR durante el periodo de transición hasta junio de 2030.

Respecto al DME:

- El DME se identifica como el principal medio sobre el cual revertir la navegación PBN.
- La navegación DME/DME proporciona una capacidad totalmente redundante al GNSS para aplicaciones RNAV, y una capacidad de reversión adecuada para aplicaciones RNP.
- En aquellas zonas que se requiera capacidad de revertir la navegación a sistemas terrestres, y en la medida de lo posible, debe existir una red capaz de proporcionar navegación DME/DME.
- La red DME debe considerar, en la medida de lo posible, el ahorro de costes (retirada de estaciones coemplazadas con VOR, o nuevos emplazamientos exclusivos de DME).
- Debe tratar de proporcionar cobertura a bajas altitudes sin necesidad de una gran inversión.
- Si no es alcanzable una cobertura DME/DME satisfactoria, los Estados pueden considerar requerir equipos INS a los usuarios.
- Los proveedores de servicios de navegación deben tratar de emplear instalaciones fuera de las fronteras de su espacio aéreo, así como aquellas militares.
- La asignación de frecuencias de los nuevos DME debe evitar las bandas GNSS L5/E5 en zonas de alta densidad de estaciones DME.

## VII. CONCLUSIÓN

Como muestra la figura 16, durante la fase de transición a una navegación completamente PBN hasta 2030, el impacto de una eventual pérdida de la navegación por satélite es cada vez mayor. Debido a que el GNSS seguirá convirtiéndose en la principal fuente de posicionamiento para dicho año, resulta indispensable el papel de las ayudas terrestres para dar soporte a la normalidad de la operación en caso de fallo del primero.

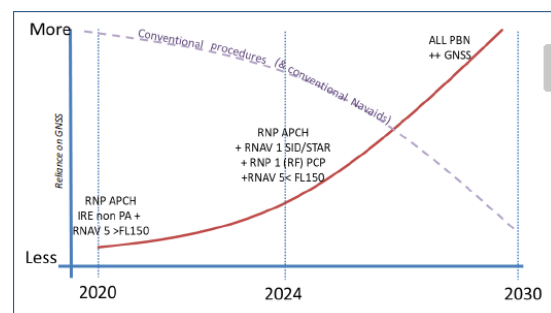


Figura 16. Evolución planteada de la dependencia del GNSS. Obtenido de [2].

Debe encontrarse disponible una infraestructura rentable y racionalizada basada en sistemas terrestres (principalmente DME), y que sea capaz de proporcionar la redundancia adecuada, cumpliendo con los niveles de seguridad requeridos. Estos dos puntos mencionados de rentabilidad y racionalidad son consideraciones clave que han de tenerse en cuenta, tal como especifica el propio manual.



En lo que afecta a las decisión de inversión en infraestructura terrestre, los criterios establecidos para el ahorro potencial de costes son la optimización, racionalización y desmantelamiento (en caso de resultar necesario) de la infraestructura terrestre.

## PARTE II

Alcanzado este punto, ha quedado más que justificada la relevancia de la red DME en PBN, para su uso nominal pero principalmente como medio de contingencia GNSS. En este sentido se ha centrado el segundo de los objetivos que se definía para el presente proyecto, que se recoge en esta segunda parte del documento.

Se ha desarrollado una herramienta software (en Matlab) para evaluar las prestaciones alcanzables con la infraestructura DME actualmente existente en España, con el objetivo de verificar si esta es capaz de cumplir los requisitos definidos en PBN en cuanto a los errores de navegación.

### VIII. DME (DISTANCE MEASURING EQUIPMENT)

#### VIII-A. Ideas generales

El DME está catalogado en el Anexo 10 [30] como una de las radioayudas a la navegación estándar. Se basa en la trilateración como método matemático de posicionamiento. Emplea la posición conocida de dos o más puntos de referencia (estaciones terrestres DME) y la medida de la distancia entre la aeronave y estos puntos para calcular su ubicación.

Los equipos de a bordo transmiten una interrogación a la estación terrestre (también denominada transpondedor), y esta responde. Mediante la diferencia del tiempo entre el envío y la recepción de la señal, es posible determinar la distancia oblicua que separa vehículo y estación. Ver figura 17.



Figura 17. Mediante la diferencia del tiempo entre el envío y la recepción de la señal, es posible determinar la distancia oblicua que separa vehículo y estación. Obtenido de [31].

El lugar geométrico de los puntos a una misma distancia de la estación conforma una circunferencia (esfera, en tres dimensiones). En dos dimensiones, un punto se obtiene como la intersección de tres circunferencias; y en su derivación a tres dimensiones, es necesaria la intersección de cuatro esferas para definir un único punto. No obstante, aunque la intersección de tres esferas genere dos puntos de intersección, conocida la posición previa es posible descartar una de las soluciones. Adicionalmente, la altitud de la aeronave es ya conocida mediante otros sistemas; por lo que el posicionamiento con únicamente con dos estaciones DME (dando lugar a navegación DME/DME) es posible.

#### VIII-B. Tipos de DME

Atendiendo a su finalidad y especificaciones técnicas, existen dos tipos de DME: DME/N (Narrow Spectrum, de Espectro Estrecho) y DME/P (Precise Distance Measurement, de Precisión). El DME/N es empleado en la fase de ruta

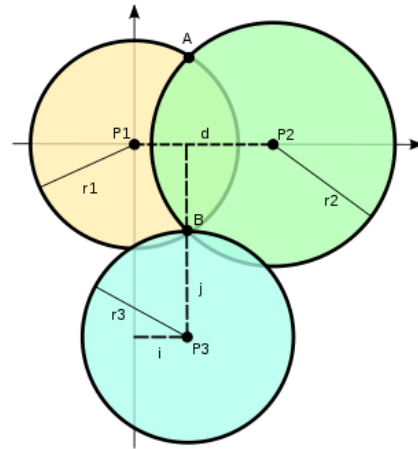


Figura 18. Un observador se encuentra en B. Con la medida de la distancia los puntos fijos P1 y P2 se obtienen dos soluciones, A y B. La introducción de una tercera medición a otro punto P3 determina la posición.

y vuelo en TMA, mientras que el DME de Precisión se emplea en tramo de aproximación. Este último dispone de un modo IA (Initial Approach, Aproximación Inicial) y FA (Final Approach, Aproximación Final). Consultar [30] para detalles sobre las diferencias en cuanto a requisitos y finalidad de estos dos modos.

De este punto en adelante, salvo que se especifique, el término DME hace referencia al DME/N.

#### VIII-C. Señal DME

El DME opera en banda UHF (Ultra High Frequency) con frecuencias de portadora entre 960 y 1215 MHz. Existen cuatro tipos de canales (X, Y, W, Z). El DME/N emplea exclusivamente los canales X e Y. Los canales se encuentran espaciados 1 MHz, con una separación entre interrogación y respuesta de 63 MHz. Ver figura 19.

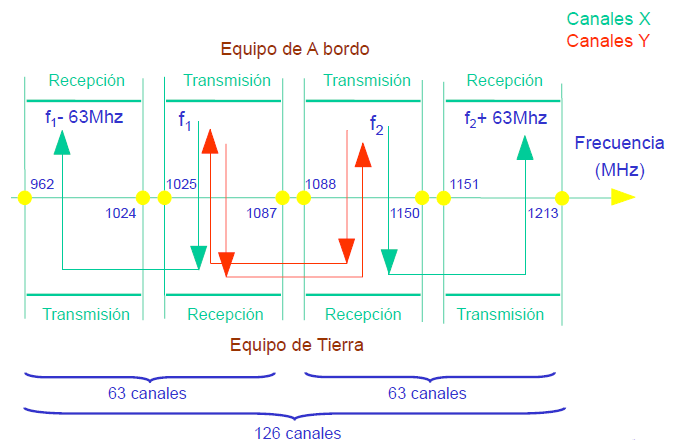


Figura 19. Asignación de frecuencias DME. Obtenido de [31].

El transmisor del interrogador del equipo de a bordo envía pares de impulsos codificados. El equipo de tierra introduce un retardo de  $50 \mu s$  en la respuesta, tiempo durante el cual queda inhabilitado para evitar recibir respuestas debidas a reflexiones

de la señal interrogadora. Adicionalmente, el tiempo de retardo puede ser empleado para modificar el origen de distancias, en caso de que el DME se encuentre asociado a otra radioayuda.

El ancho de pulso es de  $3,5 \mu\text{s}$ , y estos se encuentran separados según los valores indicados en la tabla V.



Figura 20. Representación en el tiempo de la señal de interrogación DME. Obtenido de [31].



Figura 21. Representación en el tiempo de la señal de respuesta DME. Obtenido de [31].

TABLA V  
TIEMPOS DE SEPARACIÓN ENTRE PULSOS Y RETARDO DE RESPUESTA DE SEÑAL DME. OBTENIDO DE [30]

Channel suffix	Operating mode	Pulse pair spacing ( $\mu\text{s}$ )		Time delay ( $\mu\text{s}$ )	
		Interrogation	Reply	1st pulse timing	2nd pulse timing
X	DME/N	12	12	50	50
	DME/P IA M	12	12	50	-
	DME/P FA M	18	12	56	-
Y	DME/N	36	30	56	50
	DME/P IA M	36	30	56	-
	DME/P FA M	42	30	62	-
W	DME/N	-	-	-	-
	DME/P IA M	24	24	50	-
	DME/P FA M	30	24	56	-
Z	DME/N	-	-	-	-
	DME/P IA M	21	15	56	-
	DME/P FA M	27	15	62	-

#### VIII-D. Cálculo de distancia

La distancia indicada,  $\rho$ , se calcula asumiendo una velocidad de propagación de la señal igual a la velocidad de la luz en el vacío ( $300000 \text{ km/s}$ ). Queda expresada, en metros, mediante (3), donde  $t$  representa el tiempo transcurrido (en microsegundos) entre interrogación y recepción de la respuesta, y  $\tau$  es el retardo introducido.

$$\rho = 150(t - \tau) \quad (3)$$

TABLA VI  
ERROR DE PRECISIÓN DE LOS EQUIPOS DME SEGÚN ANEXO 10 Y PANS OPS

	Error de precisión del equipo	
	Antes de 1989	Después de 1989
Anexo 10 OACI	$0.25 + 1.25\% D$ (distancia indicada)	0.2 NM
DOC 8168	$0.25 + 1.25\% H$ (horizonte teórico de Radio Máximo) $H = 1.23 \sqrt{h}$ con $h$ en ft	$0.5 \text{ NM} + \text{RSS de } (0.1, \max(0.17, 0.0025D))$

#### VIII-E. Requisitos de precisión

Los estándares de precisión para cada modo de error de los sistemas DME de distinto tipo y según la fase de vuelo quedan extensamente recogidos en los apartados 3.5.3.1.4, 3.5.4.5 y 3.5.5.4 del Anexo 10 de OACI [30].

En relación con los errores asociados a las estaciones DME, se tiene que las estaciones puestas en servicio después del 1 de enero de 1989 se ajustan a requisitos más estrictos que las instaladas antes de esa fecha. La tabla VI muestra los errores de precisión de los equipos DME según el Anexo 10 de OACI y el posterior Documento 8168 (PANS OPS).

En materia PBN, la referencia en cuanto a los errores y requisitos de exactitud se recogen en el Volumen II del Manual PBN (Documento 9613). En el siguiente apartado se explican los componentes del Error Total del Sistema y las condiciones que han de satisfacerse según este manual.

#### IX. COMPONENTES DEL ERROR EN PBN

Para que una pareja de instalaciones sea válida en un punto (waypoint, procedimiento o ruta) debe satisfacerse que el Error Total del Sistema (TSE, Total System Error) sea menor que el valor de la precisión de requerida según la especificación de navegación.

Esta sección analiza los componentes del TSE y el modo de calcularlos en base al Documento 9613.

Según la fuente que se consulte, existen diferentes definiciones de cada uno de los componentes que contribuyen al error total, pero todas son coherentes entre sí.

Según el Manual PBN de OACI (4ª edición, 2013), este se compone de PDE (Path Definition Error, Error en la Definición de la Trayectoria), NSE (Navigation System Error, Error del Sistema de Navegación) y FTE (Flight Technical Error, Error Técnico de Vuelo). Ver figura 22. El NSE también puede recibir el nombre de PEE (Position Estimation Error, Error en la Estimación de la Posición). En el actual documento recibe esta segunda designación.

- PDE: Se produce cuando la trayectoria definida en el sistema RNAV no se corresponde exactamente con la deseada.
- FTE: Hace referencia a la capacidad la tripulación de vuelo o del piloto automático de ceñirse a la trayectoria definida.
- PEE: Representa la diferencia entre la posición estimada de la aeronave (mediante el sistema de navegación que

TABLA VII  
ESPECIFICACIÓN DE NAVEGACIÓN POR FASE DE VUELO. OBTENIDO DE [36]

	Flight Phase							
	Oceanic/R emote	En-route	Arrival	Approach				Departure
				Initial	Intermediate	Final	Missed <sup>1</sup>	
RNAV 10	10							
RNAV 5		5	5 <sup>2</sup>					
RNP 4	4							
RNP 2	2	2						
RNAV 2		2	2					2
Advanced RNP <sup>3</sup>	2	2 or 1	1 - 0.3	1 - 0.3	1 - 0.3	0.3	1 - 0.3	1 - 0.3
RNP 1			1	1	1		1	1
RNAV 1		1	1	1	1		1	1
RNP 0.3 (Cat H)		0.3	0.3	0.3	0.3		0.3	0.3
RNP APCH (Part A) <sup>4</sup>				1	1	0.3	1	
RNP APCH (Part B) <sup>4</sup>				1	1	Angular	1 or 0.3 (initial straight MISAP)	
RNP AR APCH				1-0.1	1-0.1	0.3-0.1	1-0.1	

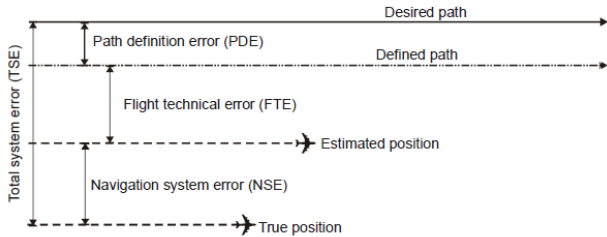


Figura 22. Componentes del Error Total del Sistema. Obtenido de [4].

se encuentre empleando en cada instante) y su posición real.

Con la implementación del sistema de coordenadas WGS-84, el manual asume nulo el PDE, por lo tanto, el TSE queda:

$$TSE = \sqrt{FTE^2 + PEE^2} \quad (4)$$

#### IX-A. FTE: Flight Technical Error

El FTE<sup>11</sup> depende del valor de la especificación de navegación por cada fase de vuelo (tabla VII) y siguiendo la siguiente formulación:

- Para RNAV, FTE =  $\frac{1}{2}$  de la especificación RNAV
- Para RNP  $\geq 0.5$ , FTE =  $\frac{1}{2}$  especificación RNP
- Para RNP  $\leq 0.5$ , FTE = 463 m (0,25 NM)

Quedando como resultado lo mostrado en la tabla VIII.

#### IX-B. PEE: Position Estimation Error

El PEE de dos estaciones DME en un punto se basa en la geometría relativa de las instalaciones respecto al punto y en el error de precisión del propio equipo DME. Es la misma idea tras la figura 9, que en ese caso hacía referencia al GNSS.

El Manual PBN (sección II-B-3-12) establece:

$$2\sigma_{DME/DME} = 2 \frac{\sqrt{\sigma_{1,air}^2 + \sigma_{1,sis}^2 + \sigma_{2,air}^2 + \sigma_{2,sis}^2}}{\sin\alpha} \quad (5)$$

- $\sigma_{sis} = 0.05$  NM

<sup>11</sup>Valores referidos al 95 % del tiempo,  $2\sigma$ .

TABLA VIII  
FTE EN FUNCIÓN DE LA ESPECIFICACIÓN DE NAVEGACIÓN PBN. OBTENIDO DE [36]

<i>Phase of flight</i>	<i>FTE (95 per cent) Specific to required navigation specification</i>
En route (greater than or equal to 56 km (30 NM) from departure or destination ARP)	RNAV 5 – 4 630 m (2.5 NM) RNP 4 – 3 704 m (2 NM) RNAV 2 – 1 852 m (1 NM) RNAV 1 – 926 m (0.5 NM) RNP-1 – 926 m (0.5 NM)
Terminal (SIDs, STARs, initial and intermediate approaches less than 56 km (30 NM) of the ARP)	RNAV 2 – 1 852 m (1 NM) RNAV 1 – 926 m (0.5 NM) RNP-1 – 926 m (0.5 NM) RNP APCH – 926 m (0.5 NM)
Final approach	RNP APCH – 463 m (0.25 NM)
Missed approach	RNP APCH – 926 m (0.5 NM)

- $\sigma_{air} = \max(0.085, 0.125 \% D)$  NM (D = distancia indicada)
- $\alpha$  =ángulo de inclusión (comprendido entre 30° y 150°)

La expresión (5) depende por una parte de la desviación típica en el error propia del sistema ( $\sigma_{sis}$ ), un factor dependiente de la distancia ( $\sigma_{air}$ ), y la relación geométrica existente entre las estaciones y la aeronave ( $\sin\alpha$ )<sup>-1</sup>.

Esta relación inversamente proporcional al el seno del ángulo de inclusión en otras normativas (DO 283) se recoge como ( $\sin\alpha$ )<sup>-1/2</sup>.

Tal factor no es otra cosa que una simplificación de una serie de conceptos matemáticos relacionados con la modelización de la propagación del error debido a la geometría de las superficies de posicionamiento asociadas a cada sistema. Este concepto se denomina Dilución de la Precisión (DOP), y relaciona el error de las fuentes de navegación con el Error en la Estimación de la Posición.

La DOP es estudiada y considerada en todas las aplicaciones satelitales para la navegación, ya que al ser este un sistema más dinámico (satélites orbitando), las geometrías conformadas por la constelación varían constantemente. Dos ejemplos de estudios de la aplicación de la DOP en GNSS se encuentran en [27] y [28]. El propio Anexo 10 de la OACI habla de la DOP en la sección dedicada al GNSS.

Para el desarrollo del actual proyecto se ha planteado una forma alternativa de evaluar el PEE, sin contradecir en ningún aspecto las indicaciones del Manual PBN. En lugar de emplear directamente (5), se ha llevado a cabo el cálculo de la DOP sin aproximaciones como las consideradas en (5).

El siguiente apartado recoge el desarrollo matemático en el que se apoya el cálculo de la DOP.

## X. DILUCIÓN DE LA PRECISIÓN, DOP

La dilución de la precisión para un conjunto de ayudas a la navegación hace referencia al error cometido en la estimación de la posición debido a su distribución geométrica.

Supóngase un modelo terrestre bidimensional plano. La *observable* DME es la distancia entre el móvil situado en un punto  $[x, y]$  y la estación, que responde a (6).

$$\rho_i = \sqrt{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2} \quad (6)$$

Para obtener las coordenadas  $x, y$  sería necesario resolver el sistema con dos mediciones de dos DME. El lugar geométrico de los puntos a la misma distancia de la instalación da lugar a una circunferencia. Intersectando dos circunferencias se resuelve la posición. Ver figura 23. En realidad, si el sistema es compatible y determinado se obtienen dos soluciones en el plano, correspondientes a los dos puntos de intersección de las circunferencias. No obstante, conocida, por ejemplo, una posición anterior de la aeronave, es fácilmente descartable una de las dos posibles soluciones.

La medida de distancia lleva asociado un error, de forma que la intersección de ambas mediciones no da lugar a un punto, sino a una región de error. Dependiendo de la posición relativa entre las dos estaciones DME empleadas para el cálculo, esta región varía. Ver figuras 24 y 25. La DOP cuantifica la magnitud de esta región de error; cuanto mayor sea la DOP en un punto para dos DME, la estimación de la posición en ese punto será menos precisa.

*X-A. Dilución de la precisión en el posicionamiento a partir de observables. Caso general de sistema determinado (Adaptación de [33] y [34])*

Para obtener la posición de una aeronave a partir de variables observables que definen superficies de situación, surge la cuestión de caracterizar el error en el cálculo de la posición en función de los errores asociados a cada una de las observables

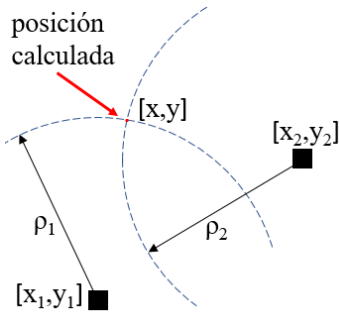


Figura 23. Las coordenadas  $x, y$  se obtienen a partir de la medida de distancia a las estaciones DME.

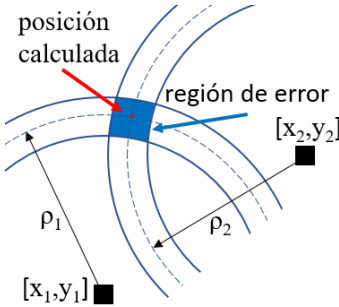


Figura 24. La medición de la distancia va acompañada de un error, por lo que ya no se obtiene un punto como solución.

empleadas. Estos últimos se asumen completamente caracterizados a través de algún indicador, como su desviación típica,  $\sigma$ .

Alcanzado este punto, ya se tiene la noción de la dilución de precisión como un factor que relaciona esta desviación típica de las observables con la desviación típica de la estimación de la posición.

De forma genérica, la ecuación (6) que relaciona el observable ( $z$ ) con las coordenadas de posición ( $\underline{r}$ ) se expresa a través de la función  $g$ :

$$z = g(\underline{r}) \quad (7)$$

Para poder obtenerse ( $\underline{r}$ ) es necesario emplear observaciones de diferentes radioayudas, obteniendo un sistema denominado genéricamente *ecuación de observación*:

$$\underline{z} = \underline{g}(\underline{r}) \quad (8)$$

En caso de existir función inversa de (8), el cálculo de la posición se realiza para cada instante de observación mediante:

$$\underline{r} = \underline{g}^{-1}(\underline{z}) \quad (9)$$

Por lo general, la ecuación de observación no es lineal, y es necesario emplear métodos numéricos para su resolución. Adicionalmente, salvo en puntos singulares, la evolución de los observables al variar ligeramente la posición es *suave*, por lo que la función que liga posición y observable es continua

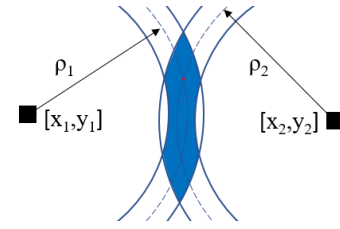


Figura 25. En función de la posición relativa entre el punto analizado y los DME, la región de error puede abarcar diferentes tamaños.

y admite derivación. Reteniendo solamente su diferencial primera, (8) se convierte en:

$$\delta \underline{z} = \left[ \frac{\partial \underline{g}(\underline{r})}{\partial \underline{r}} \right] \delta \underline{r} \quad (10)$$

En el ejemplo de los dos DME, el sistema a partir de (6) queda:

$$\delta \rho_i = \frac{x_i - x}{\rho_i} \delta x + \frac{y_i - y}{\rho_i} \delta y \quad (11)$$

Sea  $\hat{\underline{z}}$  un conjunto de observables medidas a bordo, existe una diferencia desconocida entre el valor exacto real ( $\underline{z}$ ) y el medido.

$$\hat{\underline{z}} = \underline{g}(\underline{r}) + \underline{\eta} \quad (12)$$

El valor del indicador estadístico para caracterizar el error ( $\underline{\eta}$ ) que se emplea es su matriz de covarianza, definida como esperanza matemática del producto de dicha matriz columna por su traspuesta, esto es;  $\sigma^2 \equiv E[\underline{\eta} \cdot \underline{\eta}^T]$ .

Se acepta que (12) es diferenciable, por lo que se convierte en lineal y se retienen los términos de primer orden del desarrollo en serie de Taylor. De forma análoga a (10), se obtiene:

$$\delta \hat{\underline{z}} = \left[ \frac{\partial \underline{g}(\underline{r})}{\partial \underline{r}} \right] \delta \underline{r} + \delta \underline{\eta} \quad (13)$$

La estimación del incremento en la posición ( $\delta \hat{\underline{r}}$ ) solo se puede hacer a partir de los correspondientes incrementos de los observables ( $\delta \hat{\underline{z}}$ ) empleando la ecuación:

$$\delta \hat{\underline{z}} = \left[ \frac{\partial \underline{g}(\underline{r})}{\partial \underline{r}} \right] \delta \hat{\underline{r}} \quad (14)$$

Restando esta ecuación a (13) se tiene el error cometido en esta estimación de la posición:

$$\delta \hat{\underline{r}} - \delta \underline{r} = \left[ \frac{\partial \underline{g}(\underline{r})}{\partial \underline{r}} \right]^{-1} \delta \underline{\eta} \quad (15)$$

Para este paso es imprescindible que exista y sea única la función inversa de  $\underline{g}(\underline{r})$ ,

$$G^{-1} = \left[ \frac{\partial \underline{g}(\underline{r})}{\partial \underline{r}} \right]^{-1} \quad (16)$$

Donde  $G$  es la jacobiana de  $g(r)$ .

Para el caso que se contempla en esta sección el número de observables ( $r$ ) es igual al número de coordenadas a determinar ( $r$ ), por lo que  $G$  es una matriz cuadrada. La inversa de  $G$  existe y es única si  $G$  no es singular. La matriz de covarianza del error en la estimación de posición ( $\sigma_p^2$ ) se obtiene a partir de (15):

$$\begin{aligned} \underline{\sigma_p^2} &\equiv E[(\delta\hat{r} - \delta r) \cdot (\delta\hat{r} - \delta r)^T] = \\ &E[(G^{-1} \cdot \delta\eta)(G^{-1} \cdot \delta\eta)^T] = \\ &G^{-1} \cdot E[\delta\eta \cdot \delta\eta^T] \cdot (G^{-1})^T = \\ &G^{-1} \cdot \underline{\sigma^2} \cdot (G^{-1})^T \end{aligned} \quad (17)$$

Como pone en manifiesto (17), la covarianza en el error de la estimación depende de dos factores: la covarianza en el error de los observables y la matriz  $G$ , que recibe el nombre de *matriz de observación*.

A partir de este punto\*, si se cumplen las condiciones de que las observables:

- son independientes ( $\sigma_{ij} = 0, \forall i \neq j$ )
- tienen un error con la misma varianza ( $\sigma_{ii} = \sigma, \forall i$ )

la ecuación (17) se reduce a:

$$\underline{\sigma_p^2} = \underbrace{G^{-1} \cdot (G^{-1})^T}_D \cdot \sigma^2 \quad (18)$$

$D$  es la denominada *matriz de dilución de la precisión*. Esta depende exclusivamente de la matriz jacobiana de la ecuación de observación; es decir, de la relación entre la posición del móvil y la superficie de situación generada por la radioayuda. En el caso DME/DME, guarda relación únicamente con la posición relativa de ambas estaciones con respecto a la aeronave.

La traza de  $\sigma_p^2$  representa la suma de los cuadrados de las varianzas de error en cada coordenada del vector de posición estimada del avión, es decir, la varianza del error de estimación al cuadrado ( $\sigma_p^2$ ).

$$\begin{aligned} \sigma_p^2 &= \sum \sigma_{ii}^2 = \text{traza}\left(G^{-1} \cdot \underline{\sigma^2} \cdot (G^{-1})^T\right) = \\ &\text{traza}\left((G^{-1}) \cdot (G^{-1})^T\right) \cdot \sigma^2 \end{aligned} \quad (19)$$

\* Apréciase que en (19) no es hasta el último paso de cuando se aplica la condición observables independientes y error con igual varianza. La primera y la segunda igualdad son completamente genéricas.

Puede hacerse:

$$DOP^2 = \text{traza}\left((G^{-1}) \cdot (G^{-1})^T\right) \quad (20)$$

Se denomina  $DOP$ , *factor de la dilución de la precisión*, a la raíz cuadrada de (19). La  $DOP$  representa un valor real positivo, por el cual se multiplica la varianza del error

de observación ( $\sigma$ ), para obtener la varianza del error de estimación ( $\sigma_p$ ):

$$\sigma_p = DOP \cdot \sigma \quad (21)$$

Las expresiones (18) a (21) suponen que existe y que es única  $G^{-1}$ , además de cumplir con las dos condiciones especificadas para (18).

Las figuras 26 y 27 muestran una representación de la  $DOP$  de 2 DME en cada punto del plano a su alrededor. En la primera de ellas se aprecia, como da a intuir la figura 25, que las zona con peor dilución se encuentra en la recta que une ambas estaciones. La figura 27 muestra la razón por la que se establece una limitación del uso de pares de estaciones DME según el ángulo que forman con la aeronave.

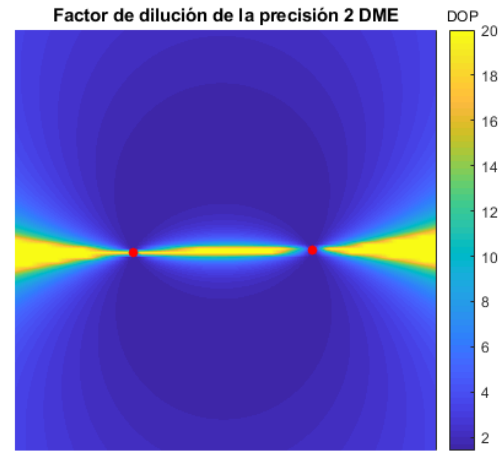


Figura 26.  $DOP$  de 2 DME (representados mediante círculos rojos) considerando un error de cada DME  $2\sigma = 600$  m. La figura muestra una región de  $100 \times 100$  NM. Para la representación se ha establecido una cota superior de  $DOP = 20$ .

#### X-B. Dilución de la precisión en el posicionamiento a partir de observables. Caso general de sistema sobredeterminado

El desarrollo matemático se ha realizado hasta el momento considerado que en la ecuación de observación (8) existen tantas ecuaciones ( $g$ ) como coordenadas de posición ( $r$ ) a determinar, por lo que  $G$  es una matriz cuadrada y existe  $G^{-1}$  siempre que no sea singular.

No obstante, en la realidad los sistemas de a bordo son capaces de obtener información de un número superior de radioayudas. Por ejemplo, algunos transpondedores DME embarcados disponen de cuatro canales de interrogación que les permiten sintonizar y seguir a cuatro estaciones diferentes. Una aeronave suele disponer de dos transpondedores de este tipo, por lo que si los ordenadores embarcados lo permitiesen y la cobertura fuese suficiente, sería posible obtener información de hasta ocho estaciones DME. Para el caso de sistemas GNSS, si bien con cuatro satélites a la vista se puede resolver la ecuación de observación, es frecuente encontrarse en cobertura del orden de 10 satélites.

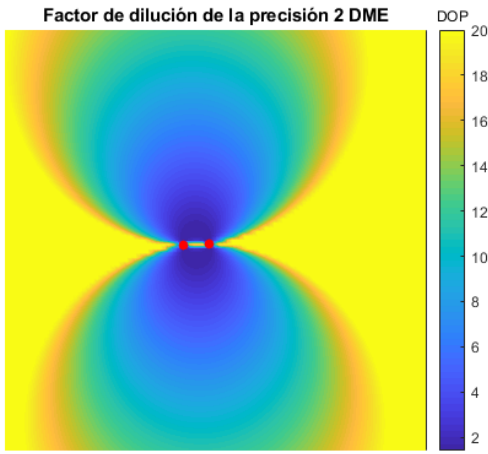


Figura 27. DOP de 2 DME (representados mediante círculos rojos) considerando un error de cada DME  $2\sigma = 600$  m. La figura muestra una región de  $100 \times 100$  NM. Para la representación se ha establecido una cota superior de DOP = 20. Cuanto mayor sea la distancia entre la aeronave y las dos estaciones DME, el ángulo que forman es menor, dando lugar a elevados valores de dilución de precisión.

La ecuación de observación ahora es un sistema sobredeterminado. Disponer de un mayor número de estaciones, en principio, ha de suponer una mejora en la estimación de la posición, pero para ello debe introducirse algún criterio de optimización.

El desarrollo hasta (14) sigue siendo válido, de donde se obtiene:

$$\delta \underline{z} = G \delta \hat{r} \quad (22)$$

$G$  pasa a ser una matriz de dimensión  $m \times n$ , siendo  $m$  el número de ecuaciones que del sistema y  $n$  las incógnitas. Considerando nuevamente un error aleatorio (caracterizado) asociado a las mediciones:

$$\delta \hat{z} = G \delta \hat{r} + \delta \eta \quad (23)$$

Al no poder invertir  $G$ , se sigue el siguiente procedimiento:

$$G^T \delta \hat{z} = G^T G \delta \hat{r} + G^T \delta \eta \quad (24)$$

El producto de una matriz por su traspuesta da lugar a una matriz cuadrada, entonces:

$$\delta \underline{r} = \underbrace{(G^T G)^{-1} G^T}_{\text{matriz pseudoinversa}} (\delta \hat{z} - \delta \eta) \quad (25)$$

La matriz  $(G^T G)^{-1} G^T$  recibe el nombre de *pseudoinversa*, y permite determinar un valor de  $\delta \underline{r}$ .

Una vez más, el valor de  $\delta \underline{r}$  se determina considerando por una parte las medidas obtenidas, y por otra un factor aleatorio de define el error en las observaciones.

En [33] se demuestra a partir de la expresión general de un estimador de acuerdo con la teoría bayesiana (26) que la mejor estimación lineal para  $\delta \underline{r}$  es justamente  $(G^T G)^{-1} G^T$ .

$$\delta \underline{r} = \underline{b} \cdot \delta \hat{z} \quad (26)$$

Tras aplicar el criterio de optimización resulta, como se acaba de indicar:

$$\underline{b} = (G^T G)^{-1} G^T \quad (27)$$

$$\delta \underline{r} = (G^T G)^{-1} G^T \delta \hat{z} \quad (28)$$

La ecuación (28) permite obtener una estimación de la posición disponiendo de más observables que las estrictamente requeridas matemáticamente, solamente con reemplazar en (17) a (20) el valor de  $G^{-1}$  por la matriz pseudoinversa  $((G^T G)^{-1} G^T)$ .

Se recuerda que las expresiones (18) a (20) solo son válidas cuando la varianza de los errores son iguales y estos son independientes.

La figura 28 muestra el factor de dilución de la precisión en el espacio para una distribución de 4 estaciones DME. Apréciase cómo al existir un mayor número de estaciones, la DOP toma valores inferiores al caso de DME/DME (figura 26).

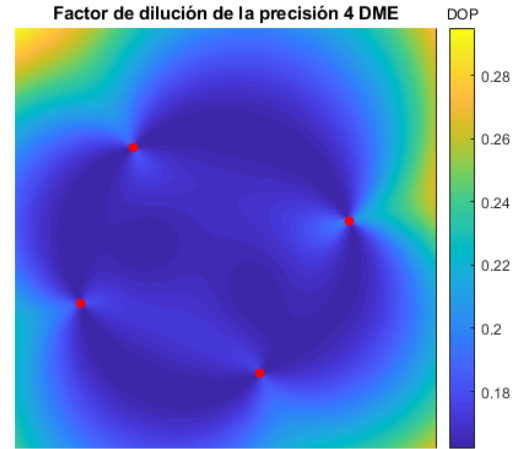


Figura 28. DOP de 4 DME (representados mediante círculos rojos) considerando un error de cada DME  $2\sigma = 600$  m. La figura muestra una región de  $100 \times 100$  NM. Se obtienen valores inferiores la unidad, por lo que a pesar del error en precisión de las estaciones, se pueden obtener estimaciones de la posición con elevada exactitud.

### X-C. Dilución de la posición horizontal y vertical

El factor de dilución de la precisión, DOP, cuantifica el error en todas las dimensiones representadas. Si bien el desarrollo matemático se ha realizado genéricamente, la representación de las figuras 26, 27 y 28 solamente considera coordenadas  $x$  e  $y$ . Al ampliar este mismo concepto a 3 dimensiones se introduce una nueva variable  $z$  en (6):



$$\rho_i = \sqrt{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2} \quad (29)$$

Las observables pasan ahora de definir circunferencias a definir esferas en el espacio. Resultan necesarias tres ecuaciones para resolver el sistema y obtener las coordenadas del punto. La matriz de dilución de la precisión (18) pasa a ser una  $3 \times 3$  y (19) se constituye por:

$$G^{-1} \cdot \underline{\sigma}^2 \cdot (G^{-1})^T = \begin{pmatrix} \sigma_{p,xx} & \sigma_{p,xy} & \sigma_{p,xz} \\ \sigma_{p,yx} & \sigma_{p,yy} & \sigma_{p,yz} \\ \sigma_{p,zx} & \sigma_{p,zy} & \sigma_{p,zz} \end{pmatrix} \quad (30)$$

O en su versión reducida por las condiciones de igualdad de varianza ( $\sigma$ ) en el error de observables y covarianza nula:

$$D \cdot \sigma^2 = \begin{pmatrix} \sigma_{p,xx} & \sigma_{p,xy} & \sigma_{p,xz} \\ \sigma_{p,yx} & \sigma_{p,yy} & \sigma_{p,yz} \\ \sigma_{p,zx} & \sigma_{p,zy} & \sigma_{p,zz} \end{pmatrix} \quad (31)$$

En ambos casos, la desviación típica del error de estimación de posición ( $\sigma_p$ ) puede expresarse en sus tres dimensiones (DOP):

$$\sigma_p^2 = \sigma_{p,xx}^2 + \sigma_{p,yy}^2 + \sigma_{p,zz}^2 \quad (32)$$

O se le puede dotar de direccionalidad, dando lugar a:

- HDOP: Dilución de la precisión horizontal. Aun calculando el posicionamiento en las 3 dimensiones, cuantifica el error de estimación de la posición exclusivamente en el plano horizontal.

$$\sigma_p^2 = \sigma_{p,xx}^2 + \sigma_{p,yy}^2 \quad (33)$$

- VDOP: Dilución de la precisión vertical. Aun calculando el posicionamiento en las 3 dimensiones, cuantifica el error de estimación de la posición exclusivamente en el eje vertical.

$$\sigma_p^2 = \sigma_{p,zz}^2 \quad (34)$$

#### X-D. Comparación de resultados con el Documento 9613

Las figuras 29 y 30 representan el PEE calculado por la metodología presentada en el anterior apartado y la alternativa expuesta en el Manual PBN de OACI.

Se puede observar que el PEE queda caracterizado en ambas de forma prácticamente idéntica. Este hecho sirve para confirmar que la metodología planteada para el presente estudio tiene perfectamente cabida dentro de la normativa y manuales de implementación PBN.

Ni en el Documento 9613 ni en el 8168 (PANS OPS) se encuentra una expresión general para calcular el PEE en caso de navegación en base a triples coberturas DME (o múltiples). Al igual que sucede con la navegación GNSS, conviene obtener información de tantas radioayudas como resulten posibles para la aviónica. En la sección X-B se ha propuesto una expresión para integrar en el PEE tantas radioayudas como sea accesible.

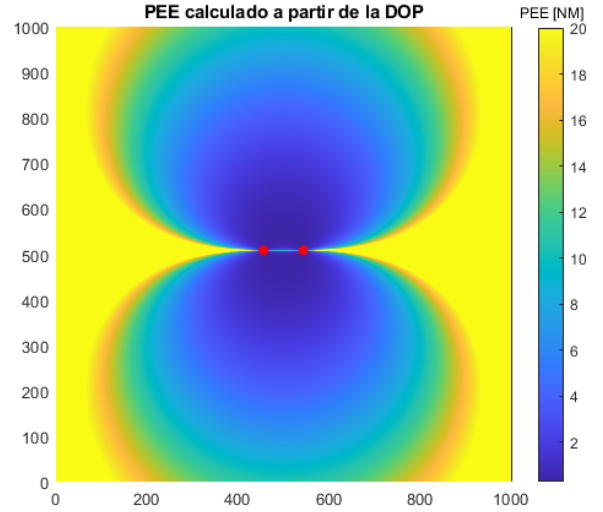


Figura 29. Position Estimation Error de DME/DME (círculos rojos) calculado a partir de (19) con el error de cada DME:

$$\sigma_{DME} = \sqrt{\sigma_{air}^2 + \sigma_{sis}^2}$$

$$\sigma_{air} = \max(0.085, 0.125 \% D) \text{ NM}$$

$$\sigma_{sis} = 0.05 \text{ NM}$$

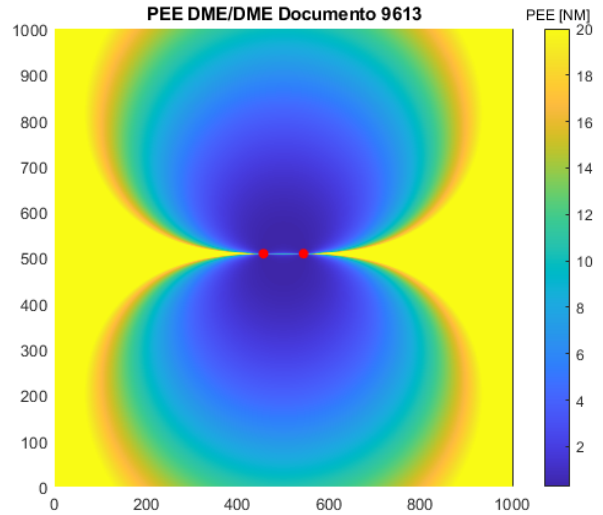


Figura 30. Position Estimation Error de DME/DME (círculos rojos) calculado a partir de la expresión del error del Manual PBN (5).

## XI. SOFTWARE DESARROLLADO

Esta sección recoge en detalle el software desarrollado en Matlab para el cálculo de la DOP.

### XI-A. Alcance

En enfoque del estudio es eminentemente académico. Los métodos propuestos, las herramientas software desarrolladas y los resultados alcanzados no deben considerarse para una aplicación real sin investigaciones más concretas y acordes a la normativa en materia PBN.

Se centra el análisis en el espacio aéreo de España sobre la península y Baleares. Toda la información acerca del emplazamiento de las estaciones DME se obtiene del AIP España [29].

Tal como se recoge en [3], deben tenerse en cuenta las estaciones fuera del territorio del país. En la práctica, una aeronave emplea para la navegación las radioayudas que más le convienen, independientemente del país al que pertenezcan (en el caso de vuelos próximos a la frontera entre dos países). Es por ello que para el presente estudio solamente resultan útiles los resultados para la zona central del espacio aéreo español sobre la península, alejadas de los límites del espacio. No se han considerado las radioayudas de Francia, Portugal, norte de África<sup>12</sup> que pueden ser utilizadas en vuelos próximos a la frontera aérea entre España y estas regiones.

A efectos de cálculos, todos los DME se modelizan de la misma forma; proporcionando la misma ecuación de navegación y con la misma función de error (35). Esta es una adaptación de (5) en la cual se ha eliminado el factor ( $\alpha$ ) relacionado con la geometría, ya que para ello se va a emplear la metodología basada en la dilución de la precisión.

$$\sigma_{DME} = \sqrt{\sigma_{air}^2 + \sigma_{sis}^2} \quad (35)$$

Con:

- $\sigma_{air} = \max(0.085, 0.125 \%D)$  NM. D representa la distancia indicada en NM.
- $\sigma_{sis} = 0.05$  NM.

No son consideradas las observaciones particulares a cada estación que figuran en el AIP respecto a las coberturas y a los errores. Se asume que estas quedan identificadas en el análisis de coberturas y de errores del propio estudio.

#### XI-B. Consideraciones generales

Introducidas las coordenadas de un punto, el programa busca todas las estaciones que pueden prestar servicio en ese punto cumpliendo con las condiciones que se recogen en este apartado. Una vez filtradas estas, se evalúan todas las combinaciones posibles de pares de radioayudas, y se selecciona aquella que menor dilución presenta.

El apartado 3.7 del volumen II del PANS OPS sobre cobertura de las ayudas a la navegación establece los siguientes criterios acerca del DME:

3.7.1: Al no ser posible conocer qué estaciones DME emplearán los sistemas embarcados para actualizar su posición, debe comprobarse la cobertura DME disponible en cualquier punto de la ruta propuesta. Esta disponibilidad debe basarse en al menos dos estaciones DME que cumplan que:

- la aeronave se encuentra dentro de un radio horizonte teórico máximo de 300 km (160 NM),<sup>13</sup>

<sup>12</sup>Sí se encuentran introducidos los DME de Ceuta y Melilla.

<sup>13</sup>Este hecho se encuentra relacionado con el tiempo de apertura del receptor de la señal DME de a bordo. Distancias superiores, teóricamente, no darían tiempo a que la señal viajase desde aeronave hasta el transpondedor de tierra, y que la respuesta de este llegase de vuelta.

- el ángulo formado entre aeronave y las dos estaciones está comprendido entre 30° y 150°<sup>14</sup>, y
- se encuentran a una distancia superior de 5,6 km (3NM)<sup>15</sup>.

Otras dos consideraciones relevantes recogidas en el PANS OPS son:

- 3.7.4: Una estación DME puede encontrarse situada por encima de la trayectoria siempre que se haya confirmado que cumple con prestaciones mediante inspecciones en vuelo, y los aceptabilidad es detenidamente inspeccionada en los meses iniciales de operación (por lo menos 3 meses). Se carece de esta información, por lo que solo se tienen en cuenta instalaciones a menor elevación que la del punto analizado.
- 3.7.4 Nota: Los sistemas embarcados utilizan todas las instalaciones DME dentro de su rango de alcance y determinan cuáles son aquellas más adecuadas para la estimación de la posición.

El manual [2], por su parte, expone que algunas aeronaves excluyen el uso de DME asociados a ILS (Instrumental Landing System, Sistema de Aterrizaje Instrumental). Como consecuencia, no es posible asegurar cobertura de servicio DME/DME a todos los usuarios mediante estas estaciones en concreto. Las instalaciones asociadas a ILS deben quedar descartadas para este tipo de navegación, a pesar de que aparezcan publicadas en la sección de ruta del AIP.

El mismo documento, respecto al TACAN (Tactical Air Navigation System, Sistema de Navegación Aérea Táctica)<sup>16</sup> manifiesta que su uso es recomendado siempre que exista acuerdo, en cuyo caso debe quedar recogido en el AIP civil. A los efectos del actual estudio, todas las instalaciones TACAN han sido descartadas.

El diagrama de radiación de las antenas DME es omnidireccional, con una forma similar a la mostrada en la figura 31. Nótese que en la región de la vertical de la antena se presenta una zona de ganancia muy reducida, proporcionando muy mala o nula cobertura. Este fenómeno se modeliza mediante un cono de silencio, que impide el uso de la radioayuda si la aeronave se encuentra muy próxima a la estación. El programa admite solamente aquellas radioayudas con las cuales la aeronave forma menos de 45° respecto al terreno (tomando como referencia para este la elevación a la que se encuentra la radioayuda).

#### XI-C. Sistema de coordenadas

Se emplea el sistema de coordenadas Universal Transversal de Mercator (UTM) para todos los cálculos relacionados con distancias y posicionamiento. La proyección UTM es cilíndrica y conforme<sup>17</sup>. Presenta alteraciones lineales. Es por ello que el globo terrestre es dividido en 60 husos de 6° de longitud,

<sup>14</sup>Debido a la mala dilución de precisión en la línea que une dos estaciones DME.

<sup>15</sup>También relacionado con la ventana de apertura del receptor de a bordo.

<sup>16</sup>Versión más precisa del VOR/DME empleada por aeronaves militares y que puede prestar servicio a la aviación civil bajo acuerdo.

<sup>17</sup>Conserva la forma o relación angular entre puntos.

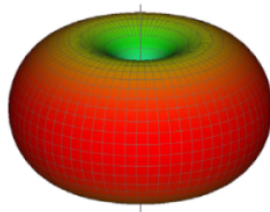


Figura 31. Diagrama de radiación omnidireccional de antena monopolo.

de forma ningún punto se encuentra demasiado distante del meridiano central de su huso. La relación entre las distancias reales y las medidas en la proyección varía linealmente<sup>18</sup> a medida que el punto se aleja del meridiano central del huso. Toma valores entre 0,9996 (no existe deformación lineal en las líneas secantes) hasta 1,00096. [38]

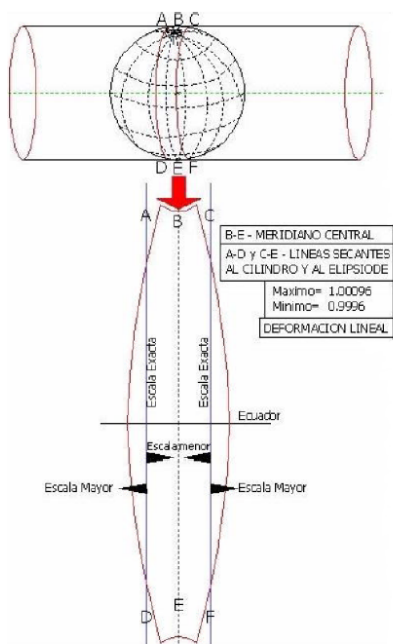


Figura 32. Existen dos líneas en cada huso de una proyección UTM en las cuales la deformación lineal es 1. Obtenido de [38].

Como muestra la figura 33, España abarca los husos 29, 30 y 31 (longitudes 12°-6°W, 6°W-0°, 0°-6°E, respectivamente). El archipiélago canario se encuentra en el huso 28 (18°-12°W), e incluso una parte de la isla del Hierro cae en el huso 27 (24°-28°W). No obstante, como ya ha hecho mención, el estudio se centra en la península.

Para digitalizar estos datos se dispone de un sistema de coordenadas cartesianas centrado en la intersección entre el ecuador terrestre y el meridiano central de cada huso y desplazado 500000 metros para evitar que el eje de abscisas tome valores negativos. Ver figura 34.

<sup>18</sup>La deformación varía exponencialmente, pero se aproxima como lineal para valores pequeños.



Figura 33. La península ibérica abarca los husos UTM 29, 30 y 31.

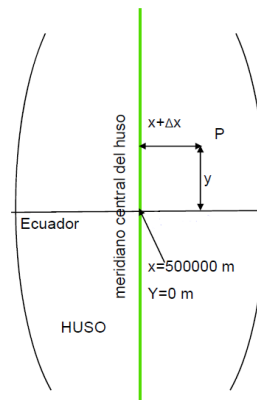


Figura 34. Sistema de coordenadas cartesianas centrado en la intersección entre el ecuador terrestre y el meridiano central del huso (31 en la imagen), y desplazado 500000 metros. Obtenido de [38].

El principal inconveniente asociado a la realización de cálculos con esta división en husos es que cada punto se encuentra referido a un sistema de coordenadas según su huso; no se dispone de un sistema único en el cual incluir dos o más orígenes distintos de coordenadas. Por ello, para poder representar coordenadas de toda la península ibérica en un sistema informático, y por requerimientos del servicio, se recurre a la representación sobre el huso 30 de posiciones geográficas existentes en los husos 29, 30 y 31. De esta manera se pasa de tener tres orígenes de coordenadas a un único sistema, el del huso 30.

Esta operación se conoce como *forzar* las coordenadas UTM a un determinado huso. Forzar la representación de posiciones geográficas correspondientes a otro huso UTM, implica que el factor de escala gráfica aumente en mayor medida en los exteriores del huso central de representación. Este hecho supone que para la representación de la península y Baleares esta distorsión de escala llegue a tomar valores de 1.04 (distorsión lineal del 4% en los extremos). [35]

Si bien la alteración puede ser significativa en valores alejados del centro de la península, el error producido por no tenerla en consideración sí que tiene cabida dentro del presente proyecto, por lo que la distorsión no ha sido corregida en el software de cálculo desarrollado.

Para la conversión de coordenadas geográficas (latitud y

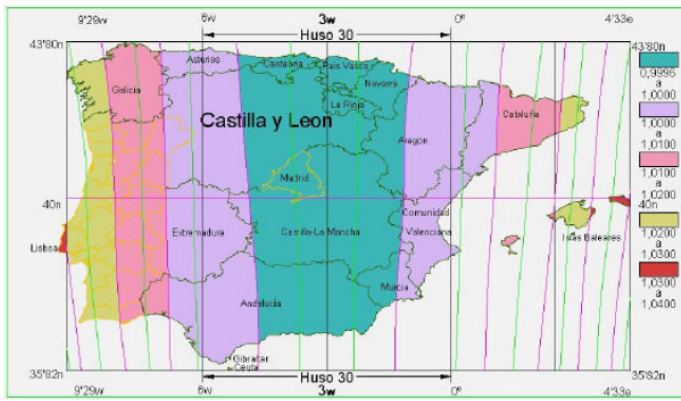


Figura 35. Representación de la deformación lineal en la península al realizar toda la proyección sobre el meridiano central del huso 30. Los colores representan diferentes valores de deformación lineal desde 0.9996 hasta 1.04. Obtenido de [35].

longitud) a UTM y viceversa se han empleado las funciones Matlab de libre acceso *deg2utm* y *utm2deg*, véanse [39] y [40]. Estas funciones por defecto calculan el huso al que corresponde un punto, pero han sido modificadas para dar la opción de referir todos los puntos a un mismo huso determinado.

Tras la generación de un sistema cartesiano único de referencia para todos los puntos, el cálculo de distancias se reduce al cálculo de la distancia euclídea entre dos puntos, sin ningún factor de corrección. Al ser la proyección UTM conforme, las magnitudes angulares se conservan.

#### XI-D. Cálculo de cobertura

Para que un DME pueda ser empleado, el más evidente de los requisitos es que la aeronave se encuentre en zona de cobertura de la señal. Se introduce para ello un modelo digital del terreno de la península, con el fin de poder verificar la cobertura línea de vista entre aeronave y DME.

De la web del Centro de Descargas del CNIG (Centro Nacional de Información Geográfica) son descargados todos los Modelos Digitales del Terreno (MDT) de las provincias de España, referidos al huso 30 en coordenadas UTM. Estos archivos son fusionados para generar un único array que almacena las elevaciones (alturas ortométricas expresadas en metros) de toda la superficie de la España peninsular y Baleares. Se emplean MDT con una resolución de 200; esto es, cada celda del mallado de la superficie representa una región cuadrada de  $200 \times 200 \text{ m}^2$ . El array generado corresponde a una matriz 4824 filas  $\times$  5801 columnas, 27984024 valores almacenados en precisión simple (32 bits). La figura 36 muestra una representación del MDT.

Como ya se ha hecho mención, las coordenadas geográficas de las estaciones DME se obtienen de la sección correspondiente del AIP español. Ver figura 37.

Definido ya el sistema de referencia cartesiano empleado (con el eje z indicando la altura), el algoritmo de cálculo de cobertura consiste en una discretización de la línea que une el punto a analizar y cada una de las estaciones DME disponibles.

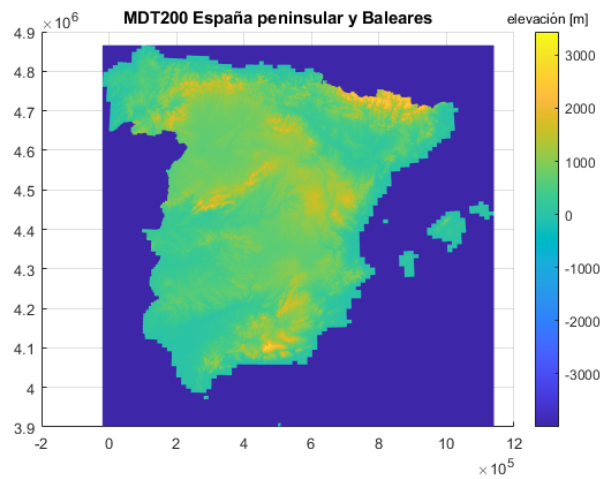


Figura 36. Representación del Modelo Digital del Terreno con resolución de 200 m de España peninsular y Baleares en coordenadas UTM referidas al huso 30. El color representa la elevación de cada celda de  $200 \times 200 \text{ m}$ . Los valores no especificados son representados con valor -3999 m.

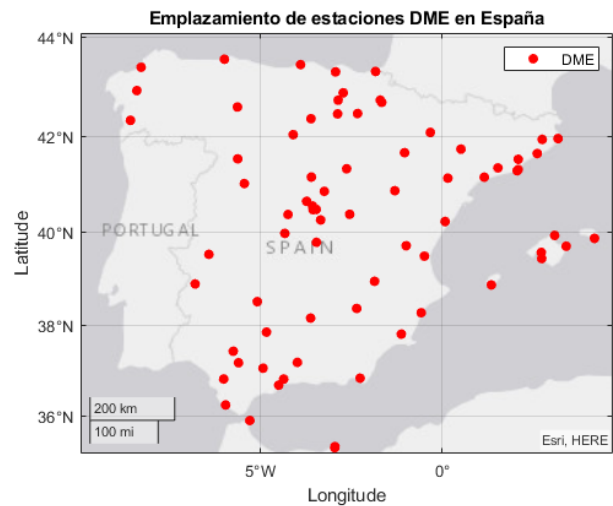


Figura 37. Estaciones DME en España.

Previo a este punto ya se ha realizado el filtrado de aquellos DME que cumplen las condiciones de distancia (5,6-300 km) y ángulo (cono de silencio a  $45^\circ$ ) expuestas en la sección XI-B. Esta discretización se realiza en tramos de distancia horizontal de 195 metros, para garantizar que siempre hay al menos un punto discretizado en cada una de las celdas del MDT que son atravesadas por la proyección de la línea que une DME y aeronave. Ver figura 38.

La idea de este proceso es determinar si existe algún punto de esta línea que se encuentre a menor altura que el terreno, lo cual significaría que la aeronave se encontraría en zona de sombra de la estación. Esta situación es ilustrada en la figura 39.

Sin embargo, este modelo de cobertura línea de vista no es del todo realista. Si bien da una buena aproximación de las zonas del espacio que se encuentran bajo cobertura, no está

considerando ningún fenómeno de propagación de ondas.

La refracción de la señal en las capas inferiores de la atmósfera tiende a curvar la onda. Adicionalmente, la propia curvatura terrestre causa que a medida que disminuye la altura, el horizonte alcanzable abarque una menor distancia. La combinación de estos dos hechos da lugar a un término corrector  $\xi$  que, a efectos de cálculo, lo que hace es modificar la elevación del terreno, sumándole a este un valor dado por (36). Es así que se genera un nuevo terreno virtual sobre el cual sí es correcto aplicar la condición de línea de vista.

Para climas templados, la Tierra resulta un poco más plana que la realidad para la propagación troposférica, por lo que las condiciones de propagación resultan más favorables ( $\xi < 0$ ). Consultar [41] para una explicación más detallada de este término corrector.

La corrección que hay que realizar sobre la protuberancia terrestre para poder considerar recto el trayecto radioeléctrico es:

$$\xi = -0,00196225x(d - x) \quad (36)$$

$x$  representa la distancia entre el punto del terreno y la estación DME, y  $d$  la distancia horizontal entre DME y aeronave.

Nótese que el término corrector adquiere valor nulo en  $x = 0$  y  $x = d$  y un máximo en  $x = d/2$ . Como es lógico, la elevación del emisor y el receptor no puede modificarse, y el mayor efecto de la curvatura se apreciará en los puntos más alejados de ambos.

Para el caso mostrado en la figura 39, al aplicar la corrección resulta que desde la posición de la aeronave sí que se recibe cobertura del DME, y por lo tanto puede ser seleccionado para el cálculo de la DOP. Ver figura 40.

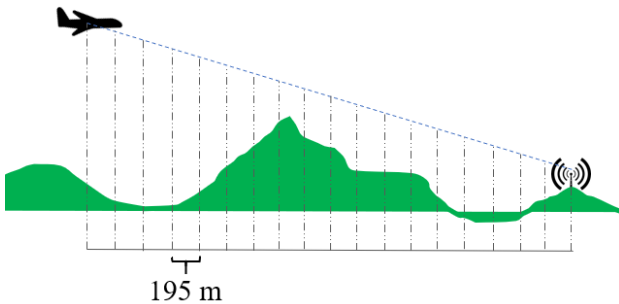


Figura 38. Se realiza una discretización de la línea que une DME y aeronave para evaluar si todos sus puntos se encuentran por encima del terreno.

#### XI-E. Evaluación de PEE por pares de DME

Aplicados ya todos los filtros para establecer las estaciones DME alcanzables, se comprueba uno a uno cada una de todas las posibles combinaciones de pares entre ellas. Siendo  $n$  en número de estaciones que pueden prestar servicio en un punto, existen un total de  $\binom{n}{2} = \frac{n!}{2!(n-2)!}$  pares posibles.

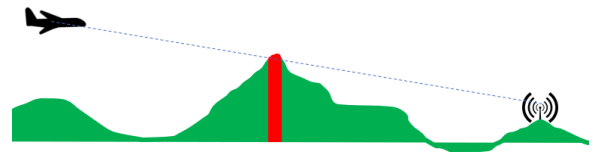


Figura 39. Si en algún punto el terreno es más elevado que la altura del punto de la línea que une DME y aeronave, esta se encuentra en zona de sombra.

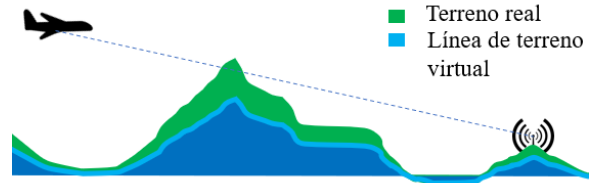


Figura 40. Tras efectuar la corrección sobre la elevación del terreno, sí es correcto considerar rectilíneo el trayecto radioeléctrico. La ilustración es meramente representativa, no se encuentra aplicado el factor real.

Para cada uno de estos pares debe comprobarse que cumpla la condición formar un ángulo de entre  $30^\circ$  y  $150^\circ$  con el punto de estudio. En caso afirmativo, se procede al cálculo de la matriz de covarianza de la estimación de la posición en el punto, y esta es almacenada para, una vez finalizado el proceso, seleccionar las dos estaciones que proporcionan la menor dilución DME/DME.

Si existe alguna estación que aparece en todas las combinaciones factibles, esta es identificada como crítica en ese punto.

#### XI-F. Resumen del algoritmo

A modo de síntesis, el siguiente listado recoge paso a paso los cálculos realizados por el algoritmo:

1. Cargar datos del MDT y las coordenadas de los DME.
2. Introducir coordenadas de la aeronave (punto a analizar)
3. Identificar y seleccionar los DME que se encuentran por debajo de la altura del punto.
4. Identificar y seleccionar los DME que se encuentran a una distancia horizontal de entre 5.6 y 300 km.
5. Identificar y seleccionar los DME que forman en el plano vertical menos de  $45^\circ$  con el punto respecto a la superficie.
6. Identificar y seleccionar los DME que pueden proporcionar cobertura en el punto.
7. Identificar todos los pares posibles DME/DME que cumplen con la condición de formar un ángulo entre  $30^\circ$  y  $150^\circ$  con el punto.
8. Evaluar la matriz de covarianza de la estimación de la posición de cada posible par DME/DME.
9. Seleccionar aquel par DME/DME que menor PEE genera en el punto.

El proceso se repite iterativamente en tantos puntos como se requiera. La última versión del código consume un tiempo del orden de dos horas por cada punto analizado. Este puede ser optimizado.

XII. CASO DE ESTUDIO: MAPEADO PEE EN REGIÓN CENTRAL DE LA PENÍNSULA (3050 M DE ALTURA)

Para cada punto se encuentra almacenado el conjunto DME/DME que puede prestar servicio, la matriz DOP de cada par, y cuál de estos proporciona la menor dilución de precisión. La figura 41 representa el PEE en un punto determinado y el conjunto de DME que cumplen con todas las condiciones para poder ser empleados.

Como se había dicho, una especificación RNAV  $x$  implica, entre otras, que la aeronave es capaz de cumplir con un TSE de  $x$  NM durante el 95 % del tiempo.

Despejando de (4), se obtiene:

$$PEE = \sqrt{TSE^2 - FTE^2} \quad (37)$$

Dado el TSE permitido en una especificación determinada y su FTE asociado (tabla VIII), se concluye que la infraestructura DME/DME es capaz de cumplir con el requisito de error en la estimación de la posición si el valor del PEE es inferior al PEE que haría cumplir (37).

Para mostrar los resultados que pueden obtenerse a fecha del 30/03/2020, la figuras de esta sección muestran los resultados obtenidos de la evaluación de un total de 153 puntos a 3050 metros de altura (10000 ft).

Como conclusión general se puede obtener que el espacio aéreo sobre la comunidad de Madrid, por lo menos a 10000 ft, se encuentra adecuadamente provisto de sistemas DME como para poder garantizar una navegación con especificaciones de error lateral inferiores a una milla. El resto de puntos calculados sí que resultan adecuados para especificaciones con error de 5 NM. A falta de verificar el cumplimiento del resto de condiciones para validar especificaciones RNAV 5, los resultados indican que la fase de ruta podría quedar cubierta con dobles coberturas DME en la región analizada.

Estas afirmaciones deben tomarse con cautela, ya que los puntos solo representan el PEE a 10000 ft de altura. Es necesario verificar los puntos a distintas altitudes.

Se puede apreciar en la figura 42 que, a pesar de ser puntos relativamente próximos, las variaciones en el PEE pueden ser significativas. Resultaría conveniente explotar la herramienta de forma más masiva con una mayor densidad de puntos de evaluación, y generar también un mapeado de regiones más amplias.

Como caso particular, la figura 44 muestra los resultados considerando un error de cada DME que no depende de la distancia, tal como sugiere el Anexo 10 de OACI (tabla VI). Atendiendo a los criterios establecidos en el software implementado, los algoritmos se limitan a encontrar aquella posición angular que menor PEE conlleva. Esto se produce a 90°. Es por ello que se obtienen valores de PEE prácticamente idénticos en todos los puntos analizados, ya que siempre se encuentra una combinación DME/DME que forma un ángulo casi recto, independientemente de la distancia a la que se encuentre. Ver figura 45. Esto representa un caso no realista, por lo que debe tenerse en cuenta esta posible situación en caso de considerar errores no dependientes de la distancia.

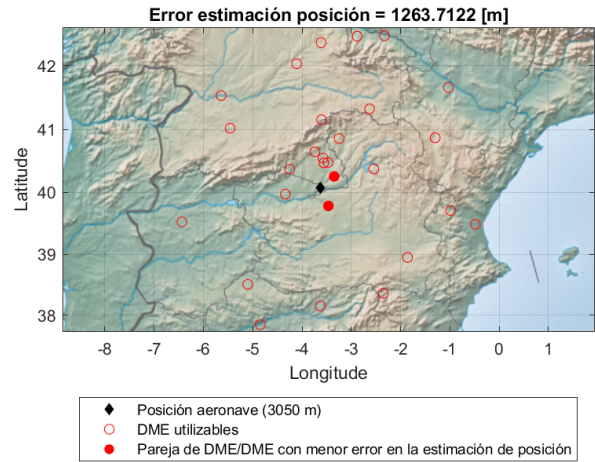


Figura 41. Par de estaciones DME que menor error presentan en un punto determinado en la zona central de la península. Error de cada DME caracterizado según (35).

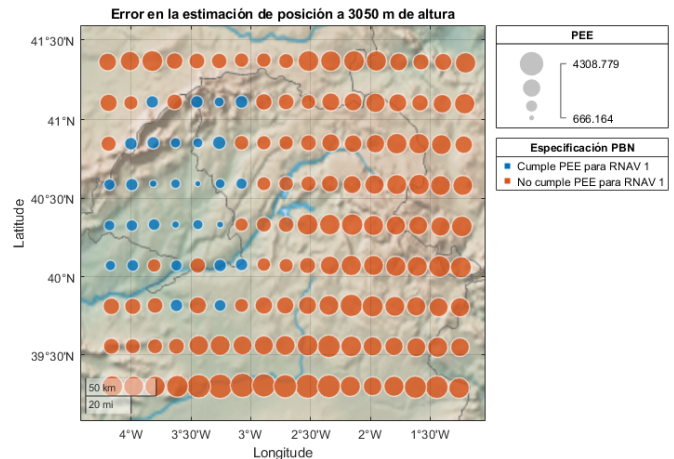


Figura 42. Evaluación del PEE DME/DME en 153 puntos sobre la región central de la península para verificar si se podrían cumplir especificaciones RNAV 1. Error de cada DME caracterizado según (35). Todos los valores expresados en metros.

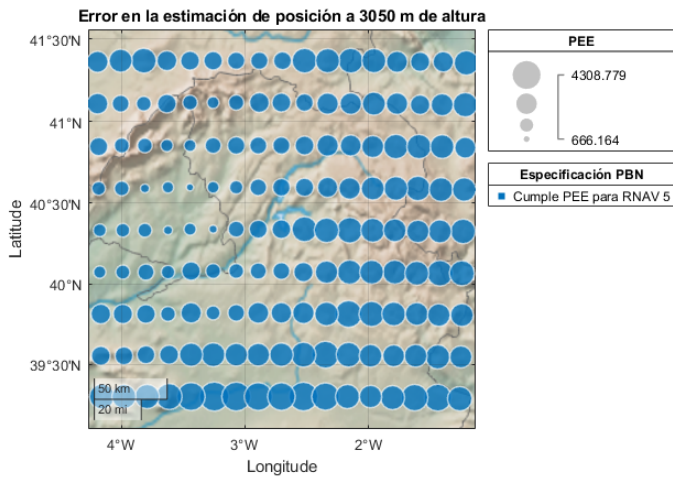


Figura 43. Evaluación del PEE DME/DME en 153 puntos sobre la región central de la península para verificar si se podrían cumplir especificaciones RNAV 5. Error de cada DME caracterizado según (35).

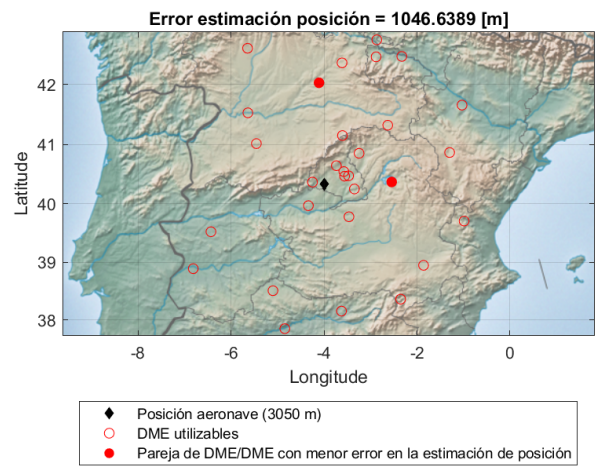


Figura 45. Par de estaciones DME que menor error presentan en un punto determinado en la zona central de la península. Error de cada DME definido según criterio del Anexo 10 de OACI en 0.2 NM. Al no depender el error de la distancia al DME, las estaciones que menor PEE generan pueden encontrarse en cualquier punto y este solo depende del ángulo que forman entre sí, dando lugar a casos no realistas. En la práctica, una aeronave emplea estaciones que se encuentran más próximas a su posición.

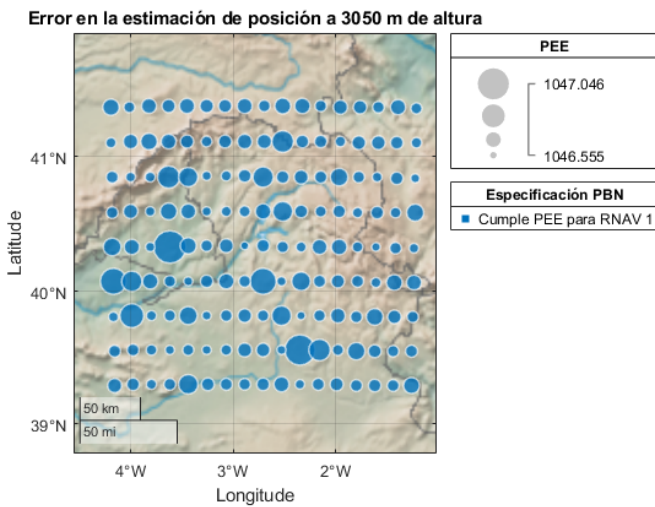


Figura 44. Evaluación del PEE DME/DME en 153 puntos sobre la región central de la península para verificar si se podrían cumplir especificaciones RNAV 1. Error de cada DME definido según criterio del Anexo 10 de OACI en 0.2 NM. Todos los valores expresados en metros. El PEE es prácticamente igual para todos los puntos ya que este solo depende del ángulo y no de la distancia. Al haber tantas posibles combinaciones de pares DME, en todos los casos encuentra alguna que satisfaga una condición angular de aproximadamente 90°, donde se encuentra el mínimo del error. Todos los valores expresados en metros.

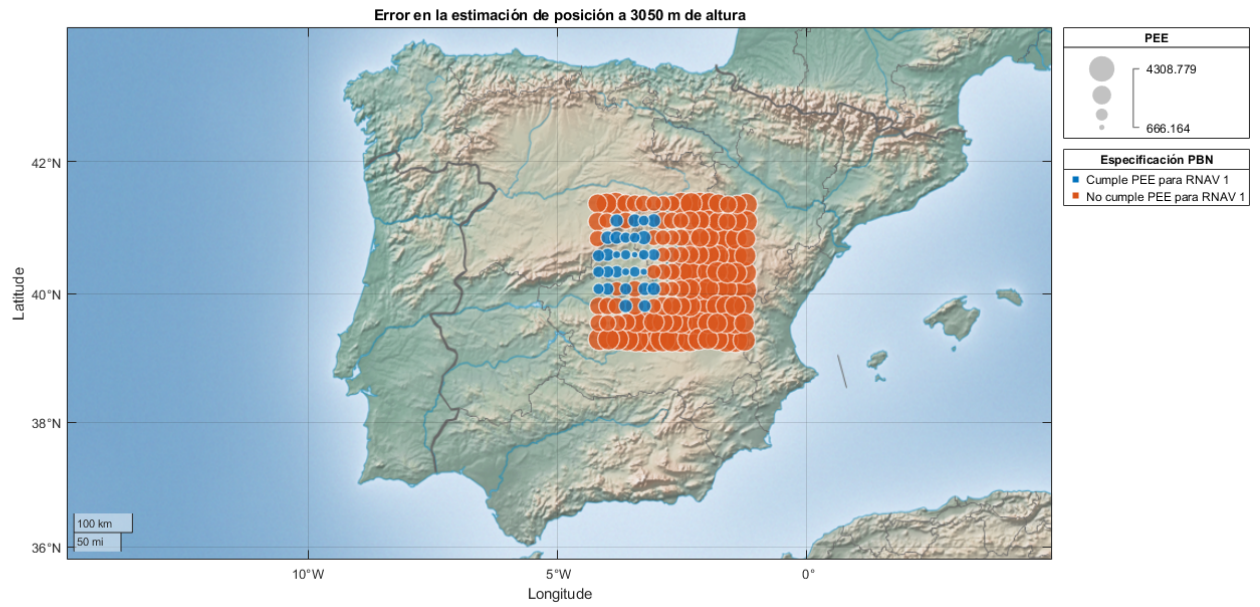


Figura 46. Evaluación del PEE DME/DME en 153 puntos sobre la región central de la península para verificar si se podrían cumplir especificaciones RNAV 1. Error de cada DME caracterizado según (35). Todos los valores expresados en metros.



Figura 47. Evaluación del PEE DME/DME en 153 puntos sobre la región central de la península para verificar si se podrían cumplir especificaciones RNAV 5. Error de cada DME caracterizado según (35). Todos los valores expresados en metros.



### XIII. CONCLUSIÓN Y TRABAJOS FUTUROS

El GNSS es un sistema crítico para la implementación de PBN, que va a marcar el desarrollo del sistema de navegación aérea en Europa en un futuro cercano.

En el presente documento se ha analizado la necesidad de disponer de métodos y procedimientos de contingencia en caso de fallo de GNSS, recopilando los errores y vulnerabilidades de este.

Se ha planteado un escenario de transición hasta el año 2030, en el cual se identifica la necesidad de disponer de una red de radioayudas terrestres eficiente, racional y optimizada. Esta necesidad no se manifiesta solo en el periodo de transición, sino también durante todo el ciclo de vida futuro del GNSS.

La red DME va a jugar un papel clave prestando este servicio de contingencia, al ser identificada en ella la principal alternativa para garantizar el cumplimiento de requisitos en materia PBN. En este sentido se ha presentado, desarrollado y justificado una metodología de cálculo de errores de DME alternativa pero compatible con la normativa actual, que además permite integrar en el cálculo tantas radioayudas como sea posible.

La herramienta desarrollada resuelve el problema planteado de cálculo de la Dilución de la Precisión y el Error en la Estimación de la Posición en un punto, cumpliendo con todas las condiciones especificadas en la normativa técnica.

Todos los resultados expuestos han sido calculados para dobles coberturas DME. El código puede seguir desarrollándose para evaluar triples y múltiples coberturas, como se ha demostrado que es posible.

Con los resultados obtenidos, un posible siguiente paso sería la implementación del software en puntos que correspondan a procedimientos publicados. Dada la generalidad de los algoritmos, podría implementarse tanto para ruta como para aproximación, siempre y cuando se revisasen los criterios de precisión modelizados para cada una de las estaciones DME.

#### REFERENCIAS

- [1] ICAO. Doc 9849 Global Navigation Satellite System (GNSS) Manual. Second Edition 2012.
- [2] Eurocontrol. European GNSS Contingency/Reversion Handbook for PBN Operations. Draft V.1. November 2019.
- [3] Eurocontrol. European Navaid Infrastructure Planning Handbook including MON. 1.0 Draft. November 2019.
- [4] ICAO. Doc 9613 Performance-based Navigation (PBN) Manual. Fourth Edition 2013.
- [5] SESAR. PJ-14 A-PNT Functional Requirements Document
- [6] Russian Institute of Space Device Engineering. GLOBAL NAVIGATION SATELLITE SYSTEM - GLONASS, Navigational radiosignal in bands L1, L2. Edition 5.1. 2008.
- [7] Bernhard Hofmann-Wellenhof, Herbert Lichtenegger, Elmar Wasle. GNSS – Global Navigation Satellite Systems: GPS, GLONASS, Galileo, and more.
- [8] G. R. L. La Valle, J. G. García, P. A. Roncagliolo, C.H. Muravchik. An Experimental L1/L2 GNSS Receiver for High Precision Applications. Feb 2013.
- [9] Malek Karaim, Mohamed Elsheikh, Aboelmagd Noureldin. GNSS Error Sources
- [10] SAPOS-Dienste im Überblick
- [11] <http://topografiamanuel.blogspot.com/>
- [12] Luis Alberto Villalba Sánchez. La ionosfera y las comunicaciones
- [13] GMV. Impacto de las tormentas ionosféricas en los datos de satélites GNSS. Jornada Técnica sobre Clima Espacial. Marzo 2011.
- [14] Alexander Rügamer, Dirk Kowalewski. Jamming and Spoofing of GNSS Signals – An Underestimated Risk?!. Germany FIG Working Week. 2015.
- [15] Jeff Coffed. The Threat of GPS Jamming - The Risk to an Information Utility. January 2015.
- [16] <https://web.archive.org/web/20120107214445/http://www.presstv.ir/detail/214683.html>
- [17] <https://edition.cnn.com/2011/12/12/world/meast/iran-us-drone/index.html>
- [18] Proelss, G. W. On explaining the local time variation of ionospheric storm effects. *Annales Geophysicae*, vol. 11, no. 1, p. 1-9.
- [19] Marta Rodríguez-Bouza, Gracia Rodríguez-Caderot, Miguel Herraiz Sarachaga. Tormentas ionosféricas sobre Europa: Sistema de información rápida SIRPI. Grupo de Estudios Ionosféricos y de Posicionamiento Global por Satélite. Departamento de Física de la Tierra, Astronomía y Astrofísica I Universidad Complutense de Madrid.
- [20] Komjathy, A., Sparks, L., Mannucci, A.J. et al. The ionospheric impact of the October 2003 storm event on Wide Area Augmentation System. *GPS Solut* 9, 41–50 2005.
- [21] M. Rodríguez-Bouza, I. Rodríguez-Bilbao, I. Blanco-Cid, M. Herraiz, G. Rodríguez-Caderot, B. Moreno-Monge, S.M. Radicella, B. de la Morena, M. Piserra. Influencia en la Península Ibérica del evento solar del 22 de octubre del 2011. Universidad Complutense de Madrid.
- [22] <https://www.rtve.es/noticias/20130805/como-robar-yate-enganando-dispositivos-electronicos-su-sistema-gps/730820.shtml>
- [23] Silvio Semanjski. Implications of GNSS SIS Disruption on Safety of PBN Operations – Risks, Solutions and Steps Forward. Royal Military Academy Belgium. 2013.
- [24] <https://www.diariolibre.com/actualidad/tecnologia/el-sistema-de-navegacion-ruso-glonass-estuvo-fuera-de-servicio-durante-diez-horas-HIDL554571>
- [25] [https://www.economiadigital.es/tecnologia-y-tendencias/mundo-depende-gps-si-falla-puede-ser-devastador\\_570704\\_102.html](https://www.economiadigital.es/tecnologia-y-tendencias/mundo-depende-gps-si-falla-puede-ser-devastador_570704_102.html)
- [26] [https://elpais.com/tecnologia/2019/07/17/actualidad/1563376486\\_505398.html](https://elpais.com/tecnologia/2019/07/17/actualidad/1563376486_505398.html)
- [27] Danan Dong, Junping Chen, Lingdong Meng, Ahao Wang. Performance of BDS-3: satellite visibility and dilution of precision. *GPS Solutions*-March 2019
- [28] Richard B. Langley. Dilution of Precision. University of New Brunswick. 1999
- [29] Enaire. AIP LE ENR 4.1-1. 18 Julio 2019.
- [30] OACI. Anexo 10 - Telecomunicaciones Aeronáuticas. Vol I Radioayudas a la Navegación. 6ª edición. Julio 2006.
- [31] Luis Pérez, J.F. Alonso. Sistemas de Navegación Aérea - Sistema DME. Abril 2015.
- [32] J.F. Alonso. Sistemas de Posicionamiento, Guiado, y Control - Dilución de la precisión a partir de observables. Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeronáutica y del Espacio, Dpto de Sistemas Aeroespaciales, Transporte Aéreo y Aeropuertos.
- [33] F.J. Sáez Nieto, Navegación Aérea, *Posicionamiento, Guiado y Gestión del Tráfico Aéreo*, Madrid: Garceta, 2012, pp 84-145.
- [34] Robert M. Rogers, *Applied Mathematics in Integrated Navigation Systems*, 3<sup>rd</sup> ed. Reston, VA: AIAA Education Series, 2007.
- [35] Ignacio Alonso Fernández-Coppel. Localizaciones Geográficas. Las Coordenadas Geográficas y la Proyección UTM (Universal Transversa de Mercator). Área de Ingeniería Cartográfica, Geodesia y Fotogrametría. Dpto de Ingeniería Agrícola y Forestal - Escuela Técnica Superior de Ingenierías Agrarias de Palencia. Universidad de Valladolid. Febrero 2001.
- [36] ICAO. Doc 8168 PANS OPS - Vol II Construction of Visual and Instrument Flight Procedures. Sixth Edition 2014.
- [37] Eurocontrol. European Airspace Concept Handbook for PBN Implementation. 3.0 Edition.
- [38] Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeronáutica y del Espacio. Geodesia y Cartografía - Las proyecciones cilíndricas. Dpto de Sistemas Aeroespaciales, Transporte Aéreo y Aeropuertos. 2018.
- [39] Rafael Palacios. Mathworks - Función de libre acceso Matlab “deg2utm”. Obtenido de <https://es.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/10915-deg2utm>
- [40] Rafael Palacios. Mathworks - Función de libre acceso Matlab “utm2deg”. Obtenido de <https://es.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/10914-utm2deg>

- [41] ANACONDA. Manual Técnico (ISREAI-081762-1IL). ISDEFE. Marzo 2008.
- [42] Centro de Descargas del CNIG. <http://centrodedescargas.cnig.es/CentroDescargas/index.jsp>

## Anexo – Impacto de la no disponibilidad del GNSS

Este anexo recoge un análisis preliminar de alto nivel que pueda servir de apoyo al personal operativo. No es su finalidad servir como un manual técnico detallado. Se añade una explicación simplificada de cada suceso para dar a entender el posible impacto de un fallo del GNSS.

Toda la información se encuentra traducida del Manual de implementación PBN de Eurocontrol número 4.

El sistema GPS es relevante para múltiples sistemas de la aeronave. Dada la gran variedad de modelos de aeronave equipados con distintos sistemas, el impacto de un posible fallo no sería homogéneo entre todas las flotas y equipos. En algunos casos, la señal GPS puede verse degradada pero no completamente inutilizable, dando como resultado una disminución en la precisión. El receptor GPS de a bordo es la principal fuente de información de posición, que da soporte a la navegación en cumplimiento con los requisitos PBN, proveyendo a su vez de información de posición a otros sistemas de la aeronave. Algunos modelos incluso emplean el GPS como referencia para los controles de vuelo y de estabilidad. La consecuencia más común es la completa pérdida de recepción de GPS, que como resultado deja a la aeronave sin posicionamiento, navegación, y referencia de tiempo GPS.

SISTEMA EMPLEANDO GNSS	IMPACTO EN EL SISTEMA DE LA PÉRDIDA GNSS	IMPACTO OPERACIONAL Y POSIBLE MITIGACIÓN
<b>1. Receptor GPS</b>	Pérdida de la señal GPS	La posición y el tiempo GNSS no alimentan otros sistemas de la aeronave.
<b>2. Flight Management Computer (FMC)</b> La lógica programada del FMC selecciona la posición de uno de los sensores GNSS como fuente primaria. Cuando la posición GNSS está disponible puede también verificarla mediante radio. Si la información GNSS deja de estar disponible, el FMC determina posición por radio o inercial (IRS). En tierra, el FMC calcula la posición basándose en GNSS.  En general, las actualizaciones de la posición del FMC se utilizan con el siguiente orden de prioridad: (a) GNSS; (b) dos o más DME; (c)	Pérdida de la posición GPS como input. Si se encuentra disponible, el FMC revierte a IRS y/o radio.	FRA/Rutas ATS/SID/STAR: pérdida de toda la información de posicionamiento en aeronaves que empleen GNSS como única fuente para PBN. <a href="#">Estas aeronaves deberán revertir a dead reckoning o ser vectorizadas (aumento de carga de trabajo ATC)</a> Pérdida de posición GNSS en aeronaves equipadas con sistemas de navegación multi sensor (p. ej. DME/DME). <a href="#">Podrán continuar navegando por su ruta, aunque pueden aplicarse restricciones al flujo.</a>

<p>VOR coemplazado con DME; (d) localizador coemplazado con DME; (e) localizador; (f) solo IRS.</p>		
<p><b>3. Sistemas de aumentación basados en tierra (GBAS)</b>  El GBAS es un sistema de aumentación basado en tierra para aterrizajes de precisión. Es una alternativa al ILS dependiente del GPS, que emplea un único GBAS para transmitir datos que permite a las aeronaves equipadas con los sistemas correspondientes realizar correcciones de la posición GPS. Permite volar aproximaciones de precisión con mayor flexibilidad.</p>	<p>Pérdida de posicionamiento GBAS, ya no sirve como aumentación.</p>	<p>Las aproximaciones GBAS no son posibles. Puede dar lugar a frustradas que aumentan la carga de trabajo ATC.  Se necesita sistema alternativo para aproximación instrumental (p. ej. ILS). Si no se encuentra disponible, es necesario dirigirse al aeropuerto alternativo.</p>
<p><b>4. Sistemas de aumentación basados en espacio (SBAS)</b>  El SBAS es un sistema de aumentación de grandes áreas o regional que transmite desde una órbita geoestacionaria información GPS adicional. El sistema también se apoya en múltiples estaciones terrestres que toman mediciones de uno o varios satélites GPS.</p>	<p>Pérdida de posicionamiento SBAS, ya no sirve como aumentación.</p>	<p>No son posibles las aproximaciones RNP APCH (LPV). Puede dar lugar a frustradas que aumentan la carga de trabajo ATC.  Se necesita sistema alternativo para aproximación instrumental (p. ej. ILS). No se puede operar LNAV LNAV/VNAV.  Si no hay alternativo hay que desviarse a otro aeropuerto.</p>
<p><b>5. Sistemas de guiado de visión sintética (SVGS)</b>  Contribuye a la consciencia situacional de la tripulación mostrando una representación virtual del terreno, obstáculos y otras bases de datos almacenadas en la aeronave. La solución de navegación se obtiene del GNSS y sistemas inerciales.</p>	<p>Pérdida de posición GNSS. Pérdida del monitor de visión sintética y el marcador de ruta en el PFD.</p>	<p>Los SVGS se encuentran inoperativos.  Es necesario disponer de procedimientos de aproximación instrumental que no dependan de SVGS (p. ej. ILS). Si no se encuentra disponible, es necesario dirigirse al aeropuerto alternativo.</p>

<p><b>6. Transpondedores ATC – Modo S / Funcionalidad SSR</b></p>	<p>Sin impacto en la función de posicionamiento de vigilancia independiente.</p> <p>Algunos parámetros transmitidos por la aeronave (velocidad respecto a tierra, ángulo de ruta, etc.) pueden verse degradados.</p>	<p>Ver elementos 18-20.</p>
<p><b>7. Transpondedores ATC – Funcionalidad ADS-B</b></p> <p>Una aeronave equipada con ADS-B determina su propia posición (longitud, latitud, altitud y tiempo) empleando GNSS y periódicamente la transmite junto con otra información relevante a estaciones terrestres y otras aeronaves equipadas con ADS-B vía mensajes Modo S.</p> <p>En las nuevas aplicaciones ADS-B basadas en espacio, los reportes ADS-B son enviados vía satélite.</p> <p>La información puede ser empleada por el ATC como complemento o reemplazo del SSR o técnicas de multilateración. También puede ser recibido por otras aeronaves para proporcionar una consciencia situacional.</p>	<p>Pérdida de información de posición y velocidad respecto a tierra en la información transmitida.</p>	<p>Impacto limitado en entornos complejos con múltiples sistemas de vigilancia. Posibles afecciones a la capacidad/regulaciones.</p> <p><a href="#">Seguimiento multisensor incluyendo fuentes independientes (primarias).</a></p> <p>Pérdida de vigilancia en áreas de vigilancia exclusivamente mediante ADS-B (p. ej. Control oceánico o remoto, o TMAs de baja densidad).</p> <p><a href="#">Control por procedimientos sin vigilancia.</a></p>
<p><b>8. Sistema ADS-B In</b></p>	<p>Pérdida de la aplicación ADS-B In.</p>	<p>Reducción en seguridad y capacidad.</p>
<p><b>9. ACAS (Sistema Anticolisión)</b></p>	<p>Pérdida de información ADS-B como input a la función RF ACAS.</p>	<p>Pérdida de la función RF ACAS (el ACAS en sí no queda inoperativo).</p>
<p><b>10. ADS-C</b></p> <p>El ADS-C proporciona seguimiento de la posición a larga distancia (con reportes de meteorología), como en vuelo transoceánico.</p>	<p>Pérdida de información de posición en datos ADS-C.</p>	<p>Pérdida de vigilancia en áreas de vigilancia exclusivamente mediante ADS-C (p. ej. Control oceánico o remoto)</p> <p><a href="#">Control por procedimientos sin vigilancia.</a></p>

<p>En este caso los mensajes son enviados vía satélite al centro de control específico.</p>		
<p><b>11. Comunicaciones vía enlace de datos (CPDLC)</b>  El CPDLC es una forma de comunicación entre controlador y tripulación de vuelo, empleando un enlace de datos en lugar de voz para comunicaciones ATC. En espacio aéreo continental se transmite vía SATCOM (ver</p>	<p>Pérdida del tiempo GPS. Se emplearía una fuente de tiempo local.</p>	<p>Pérdida de la transmisión de CPDLC.   <a href="#">Uso de mensajes voz en VHF o HF.</a></p>
<p><b>12. ACARS</b>  ACARS es un sistema digital de enlace de datos para transmisión de mensajes cortos entre la aeronave y estaciones de tierra. Puede transmitir en HF, VHF, o vía satélite. Los reportes de posición GNSS se envían mediante AVATS a los operadores para realizar el seguimiento de su flota. El sistema puede ser empleado también para transmitir mensajes ATC.</p>	<p>Pérdida de la posición GNSS como input. Las aeronaves pueden dejar de reportar su posición vía ACARS.</p>	<p>Potencial impacto operacional allá donde se emplee ACARS para mensajería ATC.   <a href="#">Uso de mensajes voz en VHF o HF.</a></p>
<p><b>13. Comunicaciones por satélite (SATCOM)</b>  SATCOM puede emplearse para transmisión de mensajes CPDLC y ACARS. Los satélites geosíncronos requieren generalmente una posición GPS válida para conectar con los sistemas SATCOM con la red de comunicación.</p>	<p>Pérdida de posición GNSS como input. Si la posición no se encuentra disponible puede conllevar problemas de conectividad. Principalmente afecta al arranque de sistemas en tierra y la transferencia entre satélites.</p>	<p>Transmisión de mensajes CPDL con información de posición desactualizada.   <a href="#">Uso de mensajes voz en VHF o HF.</a></p>
<p><b>14. Sistemas de Referencia de Apuntamiento (AHRS)</b>  El GNSS, apoyado por sistemas IRS, puede aumentar el AHRS. Pocas aeronaves disponen de aumentación GNSS para AHRS sin inercial.</p>	<p>Pérdida de ayudas GNSS en AHRS.</p>	<p>Cuando las aeronaves no disponen de guiado inercial para AHRS, la pérdida del GNSS puede resultar en la degradación de la precisión AHRS con posibles efectos posteriores.  <a href="#">El piloto puede requerir asistencia ATC especial.</a></p>

<p><b>15. Sistemas de monitorización y alerta de terreno (TAWS y EGPWS)</b></p> <p>La información de posicionamiento TAWS/EGPWS puede generarse internamente (mediante GNSS) o interactuando con otros sistemas de aviónica (FMS). Un sistema RNAV puede ser empleado como sensor de posición para el TAWS/EGPWS. La posición vertical puede provenir de una fuente barométrica (altímetro), el procesador de datos aire, fuentes geométricas (GNSS).</p>	<p>Pérdida de la posición GNSS como input. En algunas aeronaves puede suponer la pérdida del sistema TAWS/EGPWS, mientras que otras pueden revertir las funciones al sistema inercial con actualizaciones vía radio.</p>	<p>Posible pérdida de la consciencia situacional en algunos casos, dependiendo de la integración del sistema en la aeronave.</p> <p>El piloto puede requerir asistencia ATC especial y/o un reenrutamiento para evitar áreas de terreno elevadas.</p>
<p><b>16. Radiobaliza de emergencia (ELT/B)</b></p> <p>La posición GNSS se integra en las señales transmitidas por algunas ELT, mejorando la calidad de la información cuando se busca a una aeronave accidentada. Las ELT transmiten señales a 406 MHz a una red mundial formada por 12 satélites.</p>	<p>Pérdida de posición GNSS como input para la ELT.</p>	<p>Sin impacto operacional, pero puede aumentar el radio de búsqueda a los equipos de salvamento.</p> <p>No existe mitigación.</p>
<p><b>17. Grabadoras digitales de datos de vuelo (DFDR)</b></p> <p>Algunas aeronaves requieren por las regulaciones disponer de una grabadora de datos para en caso de accidente. El GNSS proporciona información de posición y de reloj. La DFDR funciona durante todas las fases de vuelo.</p>	<p>Pérdida de posición GNSS y tiempo. Algunas aeronaves pueden emplear IRS con actualización vía radio, así como fuentes locales de tiempo.</p>	<p>Sin impacto operacional, pero puede ralentizar la investigación en caso de accidente.</p> <p>No existe mitigación.</p>
<p><b>18. Sensores de multilateración</b></p> <p>La multilateración (MLAT) es el proceso de posicionar un objeto a partir de la diferencia en los tiempos de llegada (TDOA) de una señal</p>	<p>Pérdida de la sincronización. Necesidad de revertir a otras fuentes de tiempo.</p>	<p>Su impacto depende del diseño del sistema, de si este puede funcionar con degradación de la referencia de tiempo. Posible necesidad de regulaciones.</p>

<p>enviada desde tres puntos cuya ubicación se conoce. Los receptores MLAT pueden necesitar ir sincronizados al tiempo GPS.</p>		<p>Empleo de seguimiento multi sensor.</p>
<p><b>19. Sensores Radar</b> El tiempo proporcionado por el GPS es empelado como referencia para actualizar la posición de las aeronaves.</p>	<p>Pérdida del tiempo GPS para la sincronización.</p>	<p>Sin impacto directo en la operación clave. La vigilancia puede proporcionarse en modo de tiempo degradado. Posible necesidad de regulaciones de capacidad.</p> <p>Sistemas de contingencia en la medición de tiempo para garantizar continuidad del servicio.</p> <p>Efectos secundarios pueden incluir la pérdida o degradación de la información transmitida por las aeronaves.</p> <p>Los sistemas de vigilancia deben procesar la información recibida.</p>
<p><b>20. Sistemas de seguimiento multi sensor</b></p>	<p>Pérdida de tiempo GPS para uno o varios sensores.</p>	<p>El impacto depende del sensor que se afectado y el nivel del impacto. Este puede ir desde ninguno hasta la completa pérdida del sensor, que puede reducir la cobertura y las prestaciones del sistema en su conjunto.</p>