

Universitat Politècnica de València

Departamento de Ingeniería Cartográfica, Geodesia y Fotogrametría



TESIS DOCTORAL

Análisis del sistema de navegación por satélite europeo EGNOS para su integración con VRS.

Valencia, Octubre 2015

Autor: **Jesús L. Olivares Belinchón**

Directores: **Dr. José L. Berné Valero**

Dr. Israel Quintanilla García

AGRADECIMIENTOS

A mi esposa Julia y mis hijos Adrian y David, ellos marcan mi rumbo, mi origen y mi destino.

Muy especialmente a mis padres, ellos han sido el motor para mi viaje, mi integridad, continuidad y fiabilidad.

A mis directores académicos, José Luis Berné e Israel Quintanilla, ellos me han proporcionado el sistema de navegación para llegar a destino con la precisión requerida.

A todos los que me han ayudado a alcanzar mi objetivo final. Sin sus brisas el viaje hubiese sido interminable.

A todos mis más sinceras GRACIAS.

Resumen

Los Sistemas Globales de Navegación por Satélite (GNSS) han transformado las técnicas de posicionamiento y navegación, llegando a ser en la actualidad indispensable para múltiples aplicaciones. La navegación por satélite es una de las nuevas formas de navegación y tiene múltiples ventajas sobre las técnicas existentes. Puede proporcionar información a los usuarios en cualquier ubicación, sin necesidad de visión directa y de forma global en todo el planeta. Por tanto, estamos asistiendo a la llegada de un sistema de navegación que, por sí mismo, podría proporcionar a los navegantes la capacidad de realizar el posicionamiento y la planificación de rutas sin la necesidad de recurrir a otro método o información adicionales.

La Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) inició a principios de 1990 una serie de actividades encaminadas a definir el “sistema de navegación aérea del futuro”, cuya base serían los sistemas GNSS. La aplicabilidad potencial de estos sistemas es ya una realidad, cumpliendo los requerimientos de muchas operaciones de navegación: precisión, integridad, disponibilidad y continuidad. Sirva como ejemplo que se está utilizando ya para operaciones de CAT III, como el aterrizaje de aeronaves.

La señal que emiten los satélites sufre una serie de errores en su propagación y funcionamiento del sistema que los limitan para muchas aplicaciones. Por ello, el posicionamiento en tiempo real necesita de la utilización de unas correcciones diferenciales que mejoran el rendimiento de los sistemas GNSS. Los sistemas actuales de corrección diferencial los podemos agrupar en sistemas locales o LADGPS (Local Area DGPS), y sistemas de área extensa o WADGPS (Wide Area DGPS).

En marzo de 2011 la Comisión Europea declaró el servicio ‘*Safety-of-Life*’ de EGNOS apto para su uso en aviación civil, siendo éste el sistema WADGPS utilizado en esta investigación junto con el sistema de Estaciones de Referencia Permanentes por VRS, como sistema LADGPS.

El Objetivo de ésta Tesis es el análisis de la posible integración del sistema de navegación EGNOS con la metodología de posicionamiento a partir de Estaciones de Referencia en tierra VRS de Trimble. Se pretende mejorar la precisión de posicionamiento del sistema EGNOS implementando la solución VRS, a priori más precisa. En definitiva, buscamos una propuesta de metodología de posicionamiento que tenga lo mejor de ambas, que llamaremos EGNOS/VRS.

Una vez definida la metodología a emplear para la determinación del posicionamiento EGNOS/VRS se analizan los nuevos rendimientos y se verifica la mejora de precisión, lo que permite utilizar esta nueva metodología para aplicaciones con más requisitos en exactitud de posicionamiento, como por ejemplo en agricultura de precisión.

Abstract

Global Navigation Satellite Systems (GNSS) have transformed the positioning and navigation techniques, becoming the indispensable today for multiple applications. Satellite navigation is one of the new forms of navigation and has multiple advantages over existing techniques. It can provide information to users in any location, without direct vision and comprehensively worldwide. Therefore, we are witnessing the arrival of a navigation system that, by itself, could give boaters the ability to perform positioning and route planning without the need to resort to another method or additional information.

The International Civil Aviation Organization (ICAO) began in early 1990 a series of activities to define "air navigation system of the future", whose base would be the GNSS systems. The potential applicability of these systems is a reality, fulfilling the requirements of many operations navigation: accuracy, integrity, availability and continuity. One example that is already being used for CAT III operations, such as aircraft landing.

The signal emitted by satellites undergoes a series of errors in its spread and the operating system to be limited for many applications. Therefore, the real-time positioning requires the use of a differential corrections to improve the performance of GNSS systems. Current differential correction systems can be grouped in local systems or LADGPS (Local Area DGPS), and extensive systems or WADGPS area (Wide Area DGPS).

In March 2011 the European Commission declared the 'Safety-of-Life' service of EGNOS suitable for use in civil aviation, which is the WADGPS system used in this research together with the System of Permanent Reference Stations VRS, as system LADGPS.

The objective of this thesis is the analysis of the possible integration of EGNOS navigation system with positioning methodology from ground Reference Stations Trimble VRS. It aims to improve the positioning accuracy of the EGNOS system implementing a priori more accurate VRS solution. In short, we seek a proposed methodology of positioning that has the best of both, we call EGNOS / VRS.

Having defined the methodology to be used for determining the positioning EGNOS / VRS new performances are analyzed and improved accuracy is verified, allowing use is new methodology for applications with requirements for positioning accuracy, such as in agriculture precision.

Resum

Els Sistemes Globals de Navegació per Satèl·lit (GNSS) han transformat les tècniques de posicionament i navegació, arribant a ser en l'actualitat indispensable per a múltiples aplicacions. La navegació per satèl·lit és una de les noves formes de navegació i té múltiples avantatges sobre les tècniques existents. Pot proporcionar informació als usuaris en qualsevol ubicació, sense necessitat de visió directa i de forma global en tot el planeta. Per tant, estem assistint a l'arribada d'un sistema de navegació que, per si mateix, podria proporcionar als navegants la capacitat de realitzar el posicionament i la planificació de rutes sense la necessitat de recórrer a un altre mètode o informació addicionals.

L'Organització d'Aviació Civil Internacional (OACI) va iniciar a principis de 1990 una sèrie d'activitats encaminades a definir el "sistema de navegació aèria del futur", la base del qual serien els sistemes GNSS. L'aplicabilitat potencial d'estos sistemes és ja una realitat, complint els requeriments de moltes operacions de navegació: precisió, integritat, disponibilitat i continuïtat. Servisca com a exemple que s'està utilitzant ja per a operacions de CAT III, com l'aterratge d'aeronaus.

El senyal que emeten els satèl·lits patix una sèrie d'errors en la seua propagació i funcionament del sistema que els limiten per a moltes aplicacions. Per això, el posicionament en temps real necessita de la utilització d'unes correccions diferencials que milloren el rendiment dels sistemes GNSS. Els sistemes actuals de correcció diferencial els podem agrupar en sistemes locals o LADGPS (Local Àrea DGPS) , i sistemes d'àrea extensa o WADGPS (Wide Àrea DGPS) .

Al març de 2011 la Comissió Europea va declarar el servei 'Safety-of-Life' d'EGNOS apte per al seu ús en aviació civil, sent este el sistema WADGPS utilitzat en esta investigació junt amb el sistema d'Estacions de Referència Permanents per VRS, com a sistema LADGPS.

L'Objectiu d'esta Tesi és l'anàlisi de la possible integració del sistema de navegació EGNOS amb la metodologia de posicionament a partir d'Estacions de Referència en terra VRS de Trimble. Es pretén millorar la precisió de posicionament del sistema EGNOS implementant la solució VRS, a priori més precisa. En definitiva, busquem una proposta de metodologia de posicionament que tinga el millor d'ambdós, que cridarem EGNOS/VRS.

Una vegada definida la metodologia a emprar per a la determinació del posicionament EGNOS/VRS s'analitzen els nous rendiments i es verifica la millora de precisió, la qual cosa permet utilitzar esta nova metodologia per a aplicacions amb més requisits en exactitud de posicionament, com per exemple en agricultura de precisió.

Índice

CAPÍTULO 1.

PLANEAMIENTO DE LA INVESTIGACIÓN	1
1.1. ANTECEDENTES.....	1
1.2. OBJETO DE LA INVESTIGACIÓN.....	5
1.3. JUSTIFICACIÓN DE LA INVESTIGACIÓN.	6
1.4. ESTADO DEL ARTE.	8
1.5. ESTRUCTURA GENERAL DE LA TESIS.	13

CAPÍTULO 2.

CONCEPTOS GENERALES DE NAVEGACIÓN AÉREA.....	15
2.1. CONCEPTO DE NAVEGACIÓN AÉREA	15
2.2. TÉCNICAS DE NAVEGACIÓN AÉREA.....	16
2.3. CLASIFICACIÓN DE LOS SISTEMAS DE NAVEGACIÓN.....	18
2.4. SISTEMA DE NAVEGACIÓN AÉREA CONVENCIONAL	21
2.4.1. Sistema azimutal: VOR.....	21
2.4.2. Sistemas distanciométricos: DME.	23
2.4.3. El ILS (Instrument Landing System).....	24
2.4.4. El MLS(Microwave Landing System).....	27
2.4.5. El PAR(Precision Approach Radar)	29
2.4.6. Sistemas Hiperbólicos (LORAN, DECCA, OMEGA).....	29
2.4.7. Sistema de navegación autónomo DOPPLER.....	30
2.4.8. Sistemas Inerciales (IMU)	31
2.5. NAVEGACIÓN DE ÁREA	31
2.5.1. Requisitos operacionales de un sistema de navegación de área (RNP).....	36
2.5.1.1. Error de navegación y alerta.....	39
2.5.2. Implantación y evolución del RNAV en Europa.....	41
2.5.3. Procedimientos en Navegación de Área (RNAV)	43

CAPÍTULO 3.

SISTEMA GLOBAL DE NAVEGACIÓN POR SATÉLITE (GNSS)	51
3. 1. GENERALIDADES DE SISTEMAS GNSS	51
3.1.1. El desarrollo de los sistemas GNSS	54
3.1.2. Principio de Funcionamiento de los GNSS	55
3.1.2.1. Triangulación: la base del sistema.....	56
3.1.2.2. Fuentes de error en los sistemas GNSS	58
3.1.3. Métodos de posicionamiento	59
3.1.3.1. Posicionamiento absoluto	60
3.1.3.2. Posicionamiento diferencial	61
3.1.4. Fundamentos del Posicionamiento Diferencial (DGNSS).....	63
3.1.4.1. Ecuaciones de observación.....	64
3.1.4.2. Posicionamiento diferencial por código o pseudodistancia.....	65
3.1.4.3. Posicionamiento diferencial por fase	67
3.1.5. Correcciones diferenciales	70
3.1.5.1. Formato de envío de correcciones	71
3.1.5.2. Protocolos de transporte.	72
3.2. SISTEMAS DE AUMENTACIÓN GNSS	73
3.2.1. Sistemas de aumentación basados en satélites (SBAS).....	75
3.2.1.1. Fundamentos de sistemas SBAS.....	77
3.2.1.2. Formato de Señal.....	78
3.2.1.3. Arquitectura SBAS	79
3.2.1.4. Finalidades específicas de los SBAS para Navegación aérea.	80
3.2.1.5. Descripción de sistemas SBAS.....	82
3.2.2. Sistemas de aumentación basados en Tierra (GBAS).....	86
3.2.2.1. Sistema LAAS.....	89
3.2.3. Sistemas de aumentación basados en aeronaves (ABAS)	89
3.2.3.1. INS (Inertial Navigation Sensors) Sistema de Navegación Inercial	90
3.2.3.2. ADM (Aircraft Dynamic Models) Técnica basada en modelos dinámicos del comportamiento de la aeronave.....	91
3.2.3.3. RAIM.....	91
3.2.3.4. AAIM (Aircraft Autonomous Integrity Monitoring)	93

3.2.3.5. Asistencia barométrica	94
3.2.3.6. Hibridación DGPS (GPS Diferencial).....	94
3.3 ESTACIONES DE REFERENCIA PERMANENTE GNSS	95
3.3.1. Equipamiento de una Estación de Permanente	97
3.3.2. Redes de Estaciones Permanentes.....	98
3.3.2.1. Sistemas WADGPS	99
3.3.2.2. Redes Activas	100
3.3.3. Red de Estaciones de referencia GNSS en España y en el mundo.	105
3.3.3.1. La red mundial del International GNSS Service.....	105
3.3.3.2. La red europea EUREF Permanent Network.....	107
3.3.3.3. La red ERGNSS del Instituto Geográfico Nacional	108
3.3.3.4. Las redes de estaciones de referencia regionales en España.....	109

CAPÍTULO 4.

SISTEMA DE AUMENTACIÓN EGNOS	111
4.1. PRESTACIONES TÉCNICAS	112
4.2. ARQUITECTURA DE EGNOS	119
4.2.1. Segmento de Control Terrestre	119
4.2.2. Segmento espacial	123
4.2.3. Segmento usuario	124
4.3. SERVICIOS DE EGNOS	127
4.3.1. Nivel de Servicio	128
4.3.2. Servicios básicos proporcionados por el sistema	128
4.3.3. Safety or Life de EGNOS	130
4.3.3.1. Requisitos de rendimiento del servicio para aviación civil	131
4.3.3.2. Características mínimas de rendimiento del servicio SoL.....	131
4.3.3.3. Limitaciones del servicio	136
4.4. EL TIEMPO Y LOS SISTEMAS DE REFERENCIA EN EGNOS.....	138
4.4.1. Sistema de referencia ETRF para EGNOS	138
4.4.2. Sistema de Tiempo ENT de EGNOS	138
4.5. CORRECCIÓN IONOSFÉRICA EN EGNOS	139

4.6. EL MENSAJE DE EGNOS.....	143
4.6.1. Estructura de los tipos de mensajes	145
4.6.2. Periodo de validez de los mensajes	145
4.7. EVOLUCIÓN DE EGNOS	147
4.8. VENTAJAS DE EGNOS Y SU VALIDACIÓN.....	149
4.8.1. Proyectos de investigación para validación de EGNOS.....	150
4.8.1.1. Proyecto Giant.....	150
4.8.1.2. Proyecto MAGES	151
4.8.1.3. Proyecto Helicity	151
4.8.1.4. Proyecto Giant 2.....	152
4.8.1.5. Proyecto Accepta.....	153
4.8.1.6. Proyecto HEDGE	153
4.8.1.7. Proyecto MIELEC.....	155
4.9. Desarrollo comercial de EGNOS	156

CAPÍTULO 5.

SISTEMA DE ESTACIONES DE REFERENCIA VIRTUALES (VRS)	161
5.1. FUNDAMENTOS DE SISTEMA VRS	161
5.1.1. Evaluación del rendimiento del sistema VRS.....	164
5.2. TRANSMISIÓN DE CORRECCIONES VÍA INTERNET (NTRIP)	167
5.2.1. El Ntrip Server.....	169
5.2.2. El Ntrip Caster.....	170
5.2.3. El Ntrip USER	170
5.2.4. Servicios NTRIP	171

CAPÍTULO 6.

ESTUDIO Y VIABILIDAD DE LA INTEGRACIÓN DE LA TECNOLOGÍA NTRIP/GBAS EN UN SISTEMA SBAS.....	173
6.1. ESTADO DEL ARTE DE LAS COMUNICACIONES AERONÁUTICAS	174
6.1.1.El espectro electromagnético.....	174
6.1.2.Banda de frecuencia Aeronáutica	176
6.1.3 Comunicaciones móviles aeronáuticas.....	177

6.1.4. Normativa.....	178
6.1.4.1. Normativa de UIT/ ITU.....	178
6.1.4.2. Normativa de OACI, ANEXO 10.....	179
6.1.5 Radioayudas terrestres a la navegación	181
6.1.5.1. VOR: VHF Omnidirectional Radiorange	181
6.1.5.2. DME: Distance Measuring Equipment	181
6.1.5.3. ILS: Instrument Landing System	182
6.1.5.4. Características y bandas de las radioayudas.....	182
6.1.5.5. Sistema SATCOM.....	184
6.1.6. Señales y Frecuencias.....	186
6.1.6.1. Espacio - Tierra	186
6.1.6.2. Tierra - Espacio	187
6.1.7 Frecuencias del GNSS	187
6.1.8. Sistemas de Aviónica.....	188
6.1.8.1. ECAM (Electronic Centralized Aircraft Monitoring)	191
6.1.9. Conclusiones.....	192
6.2. ESTUDIO Y ANÁLISIS DE LA INTEGRACIÓN DEL PROTOCOLO NTRIP EN UN SISTEMA SBAS.....	192
6.2.1. Telefonía Móvil.....	192
6.2.1.1. GSM.....	192
6.2.1.2. GPRS.....	193
6.2.1.3. UMTS	194
6.2.1.4. LTE	194
6.3. PRUEBAS DE VIABILIDAD DE CREACIÓN DEL SISTEMA GNSS-ABAS-NTRIP.....	195
6.3.1 Arquitectura del Sistema y observaciones previas	195
6.3.2. Pruebas en Tierra	197
6.3.2.1. Estático	197
6.3.2.2. Cinemático en UPV.....	199
6.3.2.3. Comprobación de recepción de señal en el aeropuerto de Ciudad Real	201
6.3.2.4 Conclusiones	203
6.3.3. Prueba en Vuelo.....	203
6.3.3.1. Resultados obtenidos y análisis de los datos.....	204

CAPÍTULO 7.

METODOLOGÍA DE RECOPIACIÓN DE OBSERVABLES PARA LA INVESTIGACIÓN	209
7.1. EQUIPAMIENTO GNSS PARA TOMA OBSERVABLES.....	210
7.1.1. Descripción general.....	210
7.1.2. Separación por aproximaciones y codificación de datos.	213
7.2. EQUIPAMIENTO AÉREO	215
7.2.1. Helicóptero.	215
7.2.2. Carta navegación.	215
7.2.3. Antenas GNSS.	216
7.2.4. Software de ayuda a la navegación.....	217
7.3. VALIDACIÓN DE OBSERVABLES	218
7.3.1. Análisis previo de datos.	227
7.3.1.1 Error en Distancia entre receptores VRS y RTK de Trimble.....	227
7.3.2. Conclusiones.	233

CAPÍTULO 8.

ANÁLISIS DE CALIDAD DEL POSICIONAMIENTO EGNOS/VRS	235
8.1. OBJETIVO DE LA INVESTIGACIÓN.....	235
8.2. ESTUDIO PRECISIÓN	236
8.2.1. Exactitud.....	237
8.2.2. Estudio de Posicionamiento en Postproceso.	242
8.3. ESTUDIO DE PRECISIÓN EN TIEMPO REAL	243
8.3.1. Precisión en Tiempo Real de EGNOS.	245
8.3.2. Precisión en Tiempo Real de VRS.....	247
8.4. INTEGRACIÓN DE SOLUCIÓN EGNOS Y VRS.	254
8.4.1. Traslación de posicionamiento EGNOS a VRS	254
8.4.2. Determinación de Traslación por trayectorias.	257
8.4.3. Resultados de Precisión en posicionamiento EGNOS/VRS	259
8.5. ESTUDIO DE CONTINUIDAD	263
8.6. ESTUDIO DE INTEGRIDAD Y DISPONIBILIDAD.....	270

CAPÍTULO 9.

CONCLUSIONES Y FUTURAS LÍNEAS DE INVESTIGACIÓN.....	273
9.1. CONCLUSIONES.....	273
9.2. FUTURAS LÍNEAS DE INVESTIGACIÓN	277
REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS	274
ANEXO I : Descripción de Tipos de Mensaje de EGNOS.....	287
ANEXO II : Características Técnicas del Instrumental Utilizado	293
ANEXO III : Reseña de Estación Permanente ALMO	297

Índice de Figuras

Fig 1. Distribución de usuarios de GNSS por sectores de actividad [fuente:GSA 2015] .	8
Fig 2. Métodos de posicionamiento actuales [fuente Berné et al. 2014]	10
Fig 3. Clasificación de técnicas de navegación aérea [fuente:AENA 2012].....	16
Fig 4. Clasificación de los sistemas de navegación aérea [fuente:AENA2012].....	19
Fig 5. Esquemas de fases de señal del sistema VOR [AENA]	21
Fig 6. Instalación DVOR/DME [fuente:AENA]	22
Fig 7. Esquema de cono de silencio. [fuente:AENA].....	22
Fig 8. Indicador VOR de pilotaje [fuente:AENA].....	22
Fig 9. Ejemplo de posicionamiento por intersección de señal VOR. [fuente:AENA]	23
Fig 10. Detalle de Instalación VOR/DMA [fuente:AENA].....	24
Fig 11. Esquema de lecturas al paso por radiobaliza [fuente:AENA].	24
Fig 12. Esquema de localización con ILS [fuente:Corbasí].....	25
Fig 13. Esquema reflexión de antenas ILS [fuente:Corbasí].....	26
Fig 14. Imagen de radiobalizas de ILS [fuente:AENA].....	26
Fig 15. Esquema de situación de radiobaliza [fuente:Corbasí.]	27
Fig 16. Imagen comparativa de sistemas ILS y MLS [fuente:Corbasí].	28
Fig 17. Diferencia entre sector de aproximación por sistema ILS o MLS [Corbasí].....	28
Fig 18. Sistema de Radar de aproximación [fuente:AENA].	29
Fig 19. Esquema de posicionamiento hiperbólico [fuente:Corbasí].	29
Fig 20 . Esquema de posicionamiento Doppler [fuente:Corbasí].	30
Fig 21. Sistema inercial [Fuente ASC].	31
Fig 22. Procedimiento de vuelo convencional [fuente:OACI 2008].	32
Fig 23. Procedimiento de vuelo por RNAV. [fuente:OACI 2008].....	32
Fig 24. Comparativa de rutas Airways y RNAV [fuente:Vadillo2010].	33
Fig 25. Ejemplo de rutas optimas de llegada y salida de aeropuerto [Vadillo2010]. ...	34
Fig 26. Esquema de espacio aéreo confinado [fuente:OACI2008].	36
Fig 27. Denominación de RNAV/RNP [fuente:OACI2008].....	37
Fig 28. Grafico de Evolución prevista de RNAV en Europa [fuente:Vadillo2011].	42
Fig 29. Evolución de Sistemas de Navegación Aérea [fuente:Vadillo2010].....	43

Fig 30. Navegación convencional y de área [fuente:Vadillo2010].	44
Fig 31. Ilustración de categorías de aproximación [fuente:Corbasi].	47
Fig 32. Gráfico de Aproximación de Precisión [fuente:AENA 2012].	48
Fig 33. Gráfico de Aproximación de No Precisión [fuente: AENA 2012].	48
Fig 34. Imagen de satélite [fuente:ESA].	53
Fig 35. Esquema de sistemas de aumentación de GNSS1 [Fuente. M. Vadillo 2008].	54
Fig 36. Gráfico de Trilateración en el espacio [fuente:ESA].	56
Fig 37. Esquema de Posicionamiento [fuente:M.Vadillo2011].	57
Fig 38. Clasificación de métodos de posicionamiento GNSS[fuente:Berné et al 2014].	60
Fig 39. Gráfico de Posicionamiento Absoluto.	60
Fig 40. Gráfico de Posicionamiento Diferencial.	61
Fig 41. Áreas de cobertura de los principales SBAS existentes [Fuente. ESA 2013].	76
Fig 42. Esquema de funcionamiento de los sistemas SBAS.	77
Fig 43. Huella de los satélites de los principales SBAS [Fuente: ESA].	78
Fig 44. Arquitectura de SBAS [fuente ESA].	79
Fig 45. Arquitectura de GBAS [fuente ESA]	87
Fig 46. Arquitectura de GRAS [fuente OACI 2013].	88
Fig 47. Arquitectura de GBAS [fuente FAA 2015]	89
Fig 48. Esquema de posicionamiento con Estación Permanente.[Berné et.al2014]	96
Fig 49. Esquema básico de componentes de estación GNSS [fuente elab. propia].	97
Fig 50. Ejemplos de monumentación de antenas GNSS [fuente propia].	98
Fig 51. Esquema de solución por FKP.	102
Fig 52. Esquema de solución por VRS.	102
Fig 53. Esquema de solución por MAC [fuente Peñafiel 2005].	104
Fig 54. Distribución de las estaciones de referencia del International [IGS2013].	106
Fig 55. Distribución de las Estaciones de Referencia del IGS en Europa.[IGS2013].	106
Fig 56. Distribución de las estaciones de referencia del EUREF.[EUREF2015]	107
Fig 57. Estaciones de referencia EUREF en España [fuente.IGN2015].	108
Fig 58. Emblema de EGNOS [fuente ESA.].	111
Fig 59. Cobertura de EGNOS.[fuente ESA2013).	112
Fig 60. Esquema de principio de los límites de integridad [fuente ESA 2011].	115
Fig 61. Diagrama de Stanford.[fuente ESA 2011.]	116

Fig 62. Nivel de protección horizontal [fuente ESSP 2013].	117
Fig 63. Nivel de protección vertical [fuente ESSP 2013].	117
Fig 64. Riesgo de continuidad [fuente ESSP 2013].	118
Fig 65. Disponibilidad [fuente ESSP 2013].	118
Fig 66. Arquitectura de EGNOS [fuente ESA 2013].	119
Fig 67. Distribución de los MCC,RIMS y NLES.[fuente ESA 2013.]	120
Fig 68. Región CEAC [fuente ESA 2013].	121
Fig 69. Esquema de trabajo y validación de datos [fuente ESA2013].	123
Fig 70. Cobertura de los satélites de EGNOS [fuente ESA].	123
Fig 71. Tipos de receptores EGNOS .	125
Fig 72. Esquema de servicio EDAS .[fuente ESA2013 .]	130
Fig 73. Disponibilidad NPA de EGNOS [fuente ESA 2013].	133
Fig 74. Continuidad NPA de EGNOS [fuente ESA 2013].	133
Fig 75. Disponibilidad APV-I de EGNOS [fuente ESA 2013].	134
Fig 76. Continuidad APV-I de EGNOS [fuente ESA 2013].	135
Fig 77. Cuadrícula de IGP (Ionosferic Grid Pintas) [fuente ESA.2011].	140
Fig 78. Esquema de numeración de IGP [fuente ESA.2011].	140
Fig 79. Principio geométrico de IPP .[fuente ESA. 2011].	141
Fig 80. Principio de interpolación de IPP [fuente ESA. 2011].	142
Fig 81. Estructura decadfa mensaje en EGNOS [fuente ESA. 2011].	145
Fig 82. Principio de validez de los mensajes [fuente ESA. 2011].	145
Fig 83. Esquema de posicionamiento para Helicity [fuente ESA.]	152
Fig 84. Ejemplo de un perfil de aproximación SOAP.[fuente ESA.]	154
Fig 85. Ejemplo de orientación EGNOS SOAP.[fuente ESA.]	154
Fig 86. Esquema de componentes y comunicación de NTRIP.[fuente RTCM org.]	168
Fig 87. Esquema de Transmisión de RTCM por Ntrip.	169
Fig 88. Esquema de servicio completo en NTRIP [fuente Weber et al. 2005].	171
Fig 89. Espectro de ondas electromagnéticas.[fuente ITU]	176
Fig 90. Esquema Funcionamiento de la Red INMARSAT	184
Fig 91. Frecuencias en sistemas GNSS. [fuente WRS UIT 2003]	187
Fig 92. Distribución de frecuencias aprobada por la ITU 2012.	188
Fig 93. Ejemplo de un EFIS. [fuente. Eurocopter]	189

Fig 94. Pantalla PFD [fuente. Eurocopter].	190
Fig 95. Pantalla ND [fuente. Eurocopter].	190
Fig 96. Pantalla MFD [fuente. Eurocopter].	191
Fig 97. Visión general del panel de instrumentos [fuente. Eurocopter].	191
Fig 98. Esquema de una red de comunicación GSM [fuente.].	193
Fig 99. Arquitectura general del sistema.[fuente propia]	195
Fig 100. Receptores utilizados.[fuente propia]	197
Fig 101. Observación estática en pilar de centrado forzoso.[fuente propia]	197
Fig 102. Posicionamiento EGNOS.	199
Fig.103 Posicionamiento VRS .[fuente propia]	198
Fig 104. Prueba cinemática en tierra [fuente propia].	199
Fig 105. Imágenes de prueba en Cinemático en el Aeropuerto de Ciudad Real .	201
Fig 106. Recorrido de prueba de vuelo en aeropuerto.[fuente propia]	203
Fig 107. Detalle de montaje de antenas en el helicóptero [fuente propia].	204
Fig 108. Detalle de base de metacrilato para soporte de antenas.[fuente propia]...	210
Fig 109. Detalle de montaje de antenas en el helicóptero [fuente propia].	211
Fig 110. Detalle de distribución de métodos de posicionamiento.[fuente propia]	211
Fig 111. Base fija para posicionamiento RTK [fuente propia].	212
Fig 112. Detalle de controladoras en el helicóptero [fuente propia].	212
Fig 113. Trayectorias y aproximaciones de la observación [fuente propia].	213
Fig 114. Detalle de aproximaciones de la observación.[fuente propia].	213
Fig 115. Helicóptero AS365N3 [fuente propia].	215
Fig 116. Carta de Aproximación ILS del aeropuerto de Ciudad Real .[fuente AENA].	215
Fig 117. Configuración de antenas y soporte [fuente propia].	216
Fig 118. Detalle de equipamiento a bordo provisional [fuente propia].	216
Fig 119. Detalle de prototipo de software de navegación.	217
Fig 120. Triedro para ecuación de la recta en el espacio [fuente propia].	243
Fig 121. Distancia de un punto a una recta [fuente propia].	244
Fig 122. Esquema de trayectorias de posicionamiento [fuente propia].	247
Fig 123. Esquema de trayectorias de posicionamiento con desfase de tiempo.	253
Fig 124. Esquema de Traslación de trayectorias [fuente propia].	254
Fig 125. Formato de correcciones de MT2 a 5 .[fuente ESA. 2011]	289

Fig 126. Formato de correcciones de MT6.[fuente ESA. 2011].....	290
Fig 127. Formato de correcciones lentas MT24.[fuente ESA. 2011].....	291

Índice de Tablas

Tabla 1. Situación de la navegación por satélite en 2014.[Berne et al. 2014]	10
Tabla 2 . Precisiones medias de posicionamiento.[fuente. El-Mowafy 2005].....	12
Tabla 3. Requisitos mínimos para operaciones en Ruta [fuente:OACI2010]	45
Tabla 4. Requisitos mínimos para operaciones de Aproximación. [OACI 2010]	49
Tabla 5. Relación de sistemas de navegación para cada procedimiento de aproximación.[Berné et al. 2014].....	50
Tabla 6. Resumen características de Sistema GNSS [fuente: elab. propia].....	52
Tabla 7. Errores en el posicionamiento con GPS [fuente: Berné et al 2014].....	58
Tabla 8. Resumen de errores [fuente: Berné et al 2014].....	59
Tabla 9. SBAS por países o zonas geográficas [Fuente: elaboración propia].	75
Tabla 10. Diferencia de error entre GPS y EGNOS (fuente ESA 2011).	114
Tabla 11. Niveles de rendimiento de integridad [fuente ESA 2011].	115
Tabla 12. Clasificación de operaciones de vuelo.[fuente ESA 2013.]	126
Tabla 13. ETSOs existentes y los requisitos de hardware para operaciones SBAS. ...	127
Tabla 14. Satélites de EGNOS [fuente ESA 2013].....	127
Tabla 15. Características de NPA y APV [fuente ESA 2013].	130
Tabla 16. Requisitos de rendimiento del servicio SoL [fuente ESA2013].....	131
Tabla 17. Valores de rendimiento del servicio SoL de Egnos [fuente ESA 2013].	132
Tabla 18. Limitaciones del servicio SoL de EGNOS [fuente ESA 2013].	136
Tabla 19. Limitaciones del servicio SoL de EGNOS [fuente ESA 2013].	137
Tabla 20. Comparativa de Error de Posicionamiento de GPS /servicio SoL de EGNOS.	139
Tabla 21. Lista de tipos de mensaje de EGNOS [fuente ESA. 2011].	144
Tabla 22. Periodos de validez de mensajes de EGNOS [fuente ESA. 2011].....	146
Tabla 23. Clasificación de Metodologías RTK [fuente. Berne e al.2014].....	162
Tabla 24. Denominación de tipos de frecuencias .[fuente elab. propia]	174
Tabla 25. Modos de propagación de radioayudas.[fuente ESA]	183
Tabla 26. Resumen de pruebas de posicionamiento GNSS realizadas	196
Tabla 27. Comparativa de Exactitud entre EGNOS y VRS [fuente propia].	198
Tabla 28. Ejemplo de codificación de observaciones [fuente propia].....	214

Tabla 29. Máximos y mínimos errores en Distancia entre VRS y RTK	228
Tabla 30. Errores en Distancia entre VRS y RTK durante vuelo y aproximación.....	228
Tabla 31. Errores en Distancia entre VRS y RTK durante vuelo y aproximación.....	233
Tabla 32. Exactitud de EGNOS media y para cada aproximación.	238
Tabla33. Exactitud de Leica RTK media y para cada aproximación.....	239
Tabla34. Exactitud de VRS media y para cada aproximación.	239
Tabla35. Precisiones en postproceso de los diferentes posicionamientos.....	242
Tabla 36. Información del mensaje 1.[fuente ESA. 2011].....	288
Tabla 37. Máscara de PRN.[fuente ESA. 2011].....	288
Tabla 38. Precisión de las correcciones.[fuente ESA. 2011].....	289
Tabla 39. Error de GIVE.[fuente ESA. 2011]	292

Índice de Gráficas

Gráfica 1.	Error Horizontal (95%) de VRS y saltos por falta de continuidad.....	200
Gráfica 2.	Desviación estándar de coordenadas en metros del sistema EGNOS	202
Gráfica 3.	Error Horizontal (95%) de VRS y saltos por falta de continuidad	202
Gráfica 4.	Correlación de error de coordenadas en EGNOS	205
Gráfica 5.	Geometría de los satélites en EGNOS	205
Gráfica 6.	Número de satélites en EGNOS	206
Gráfica 7.	Saltos de continuidad en el sistema VRS	206
Gráfica 9.	Satélites visibles Trimble VRS.....	218
Gráfica 10.	Número de Satélites visibles Trimble RTK.....	219
Gráfica 11.	Número de Satélites visibles Trimble VRS	219
Gráfica 12.	GDOP, PDOP,HDOP y VDOP de Trimble RTK.....	219
Gráfica 13.	GDOP, PDOP,HDOP y VDOP de Trimble VRS	220
Gráfica 14.	Satélites visibles Trimble RTK	220
Gráfica 15.	Satélites visibles Trimble VRS.....	221
Gráfica 16.	Número de Satélites visibles Trimble RTK.....	221
Gráfica 17.	Número de Satélites visibles Trimble VRS	221
Gráfica 18.	GDOP, PDOP,HDOP y VDOP de Trimble RTK.....	222
Gráfica 19.	GDOP, PDOP,HDOP y VDOP de Trimble VRS	222
Gráfica 20.	Satélites visibles Trimble RTK y VRS respectivamente.....	223
Gráfica 21.	Número de Satélites visibles Trimble RTK y VRS respectivamente	223
Gráfica 22.	Número de Satélites visibles EGNOS.....	223
Gráfica 23.	GDOP, PDOP,HDOP y VDOP de Trimble RTK y VRS respectivamente. ...	224
Gráfica 24.	GDOP, HDO y VDOP de receptor EGNOS	224
Gráfica 25.	Satélites visibles Trimble RTK y VRS respectivamente.....	225
Gráfica 26.	Número de Satélites visibles Trimble RTK y VRS respectivamente	225
Gráfica 27.	Número de Satélites visibles EGNOS.....	225
Gráfica 28.	GDOP, PDOP,HDOP y VDOP de Trimble RTK y VRS respectivamente. ...	226
Gráfica 29.	GDOP, HDO y VDOP de receptor EGNOS	226

Gráfica 30.	Satélites visibles Trimble RTK y VRS respectivamente.....	226
Gráfica 31.	Número de Satélites visibles Trimble RTK y VRS respectivamente	227
Gráfica 32.	GDOP, PDOP,HDOP y VDOP de Trimble RTK y VRS respectivamente. ...	227
Gráfica 33.	Error de Distancia entre receptores VRS y RTK por aproximaciones	228
Gráfica 34.	Error de Distancia entre Tiempo R./Post. de VRS y RTK.Aprox1	229
Gráfica 35.	Error de Distancia entre Tiempo R./Post. de VRS y RTK.Aprox2.....	229
Gráfica 36.	Error de Distancia entre Tiempo R./Post. de VRS y RTK.Aprox3	230
Gráfica 37.	Error de Distancia entre Tiempo R./Post. de VRS y RTK.Aprox4.....	230
Gráfica 38.	Error de Distancia entre Tiempo R./Post. de VRS y RTK.Aprox5.....	230
Gráfica 39.	Ratio Error en Coordenadas / Desviación estándar (aprox.1).....	231
Gráfica 40.	Ratio Error en Coordenadas / Desviación estándar (aprox.1).....	232
Gráfica 41.	Ratio Error en Coordenadas / Desviación estándar (aprox.1).....	232
Gráfica 42.	Ratio Error en Coordenadas / Desviación estándar (aprox.1).....	232
Gráfica 43.	Ratio Error en Coordenadas / Desviación estándar (aprox.1).....	233
Gráfica 44.	Comparativa de Exactitud Horizontal Media.	240
Gráfica 45.	Comparativa de Exactitud Horizontal Media.	240
Gráfica 46.	Comparativa de Exactitud Horizontal 95-99%.....	241
Gráfica 47.	Comparativa de Exactitud Vertical 95-99%.....	241
Gráfica 48.	Precisión de EGNOS en tiempo real en aproximación 1.....	245
Gráfica 49.	Precisión de EGNOS en tiempo real en aproximación 2.....	246
Gráfica 50.	Precisión de EGNOS en tiempo real en aproximación 3.....	246
Gráfica 51.	Precisión de EGNOS en tiempo real en aproximación 4.....	246
Gráfica 52.	Precisiones medias de EGNOS por aproximación.....	247
Gráfica 53.	Error en 3D de metodología VRS.	248
Gráfica 54.	Detalle de discontinuidad en metodología VRS.....	249
Gráfica 55.	Gráfico. Detalle del Error en 3D de metodología VRS,	249
Gráfica 56.	Variación de coordenada X e Y para estudio de paralelismo.	250
Gráfica 57.	Variación de coordenada Z para estudio de paralelismo.	251
Gráfica 58.	Variación de coordenada X respecto al tiempo de observación.	252
Gráfica 59.	Variación de coordenada Y respecto al tiempo de observación.	252

Gráfica 60.	Variación de coordenada Z respecto al tiempo de observación.	253
Gráfica 61.	Precisión horizontal de EGNOS/VRS con desfase de tiempo.	255
Gráfica 62.	Precisión vertical de EGNOS/VRS con desfase de tiempo.	256
Gráfica 63.	Precisión horizontal de EGNOS/VRS con discontinuidad aprox1.	259
Gráfica 64.	Precisión vertical de EGNOS/VRS con discontinuidad aprox1.	260
Gráfica 65.	Precisión horizontal de EGNOS/VRS con discontinuidad aprox2.	260
Gráfica 66.	Precisión vertical de EGNOS/VRS con discontinuidad aprox2.	261
Gráfica 67.	Precisión horizontal de EGNOS/VRS con discontinuidad aprox3.	261
Gráfica 68.	Precisión vertical de EGNOS/VRS con discontinuidad aprox3.	262
Gráfica 69.	Precisión horizontal de EGNOS/VRS con discontinuidad aprox4.	262
Gráfica 70.	Precisión vertical de EGNOS/VRS con discontinuidad aprox4.	263
Gráfica 71.	Precisión horizontal de EGNOS/VRS continua de aprox1.	266
Gráfica 72.	Precisión vertical de EGNOS/VRS continua de aprox1.	267
Gráfica 73.	Precisión horizontal de EGNOS/VRS continua de aprox2.	267
Gráfica 74.	Precisión vertical de EGNOS/VRS continua de aprox2.	268
Gráfica 75.	Precisión horizontal de EGNOS/VRS continua de aprox3.	268
Gráfica 76.	Precisión vertical de EGNOS/VRS continua de aprox3.	269
Gráfica 77.	Precisión horizontal de EGNOS/VRS continua de aprox4.	269
Gráfica 78.	Precisión vertical de EGNOS/VRS continua de aprox4.	270
Gráfica 79.	Precisión horizontal de EGNOS/VRS continua de aprox1.	276
Gráfica 80.	Precisión vertical de EGNOS/VRS continua de aprox1.	276

Acrónimos

AAIM: Aircraft Autonomous Integrity Monitoring / Monitoreo Autónomo de la Integridad de Abordo.

ABAS: Airborne Based Augmentation System / Sistema de aumentación basado en la aeronave.

ACAS: Collision Avoidance System / Sistema Anticolisión.

ADM:Aircraft Dynamic Models / Modelos Dinámicos de la Aeronave.

ADS: Automatic Dependent Surveillance / Vigilancia Dependiente Automática.

AENA : Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea.

AESA : Agencia Estatal de Seguridad Aérea.

AFTN: Aeronautical Fixed Telecommunications Network / Red de Telecomunicaciones Fijas Aeronáuticas.

AMC : Accepted Means of Compliance / Medios de Cumplimiento Aceptados.

AMSS: Aeronautical Mobile Satellite Services / Servicios Móviles Aeronáuticos por Satélite.

ANSP : Air Navigation Service Provider / Proveedor de Servicios de Navegación Aérea.

AP: Automatic Pilot/ Piloto Automático.

APCH : Approach Operation / Operación de Aproximación.

APV: Approach Procedure Vertical / Procedimiento de Aproximación Vertical.

AR : Ambiguity Resolution / Resolución de Ambigüedades.

ARNS: Aeronautical Radio Navigation System Service / Sistema de Servicio de Radionavegación Aeronáutica.

ASQF : Application Specific Qualification Facility / Aplicación Fondo Específico Calificación.

ATN: Aeronautical Telecommunications / Telecomunicaciones Aeronáuticas.

ATS: Air Traffic Service / Servicio de Tránsito Aéreo.

CAR/SAM: Regiones del Caribe y Sur América.

CCF : Date Control Center / Centro de Control de Datos.

CE : Cielo Único Europeo.

CEAC : European Civil Aviation Conference / Conferencia Europea de Aviación Civil.

CEP : Circular Error Probable / Circulo de Igual Probabilidad.

CORS: Continuously Operating Reference Stations / Estaciones de Referencia de Funcionamiento Continuo.

CMR: Conferencia Mundial de Radiocomunicaciones.

CPF : Central processing plant / Planta de Procesamiento Central.

CRT: Cathode Ray Tube / Tubos de Rayos Catódicos.

CW: Continuous Wave / Onda Continua.

CWAAS: Canadian Wide Area Augmentation System / Sistema de Aumentación Canadiense.

DA : Decision Altitude / Altitud de Decisión.

DC : Differential Correction / Corrección Diferencial.

DFP : Power Flux Density /Densidad de Flujo de Potencia .

DGPS: Differential Global Positioning System / Sistema de Posicionamiento Global Diferencial.

DH: Decision Height / Altura de Decisión.

DME: Distance Measuring Equipment/ Equipo Medidor de Distancia.

DOP : Dilution Of Precision / Dilución de Precisión.

EADI: Electronic Altitude Director Indicator / Indicador Electrónico Director de la Actitud.

ECAM: Electronic Centralized Aircraft Monitoring / Monitor Electrónico Central del Avión.

EDAS : EGNOS Data Access System / Sistema de Acceso a Datos de EGNOS.

EEUU: Estados Unidos.

EFIS: Electronic Flight Instrument Systems /Sistema Electrónico de los Instrumentos de Vuelo.

EGNOS: European Geostationary Navigation Overlay Service / Servicio Europeo de navegación geoestacionario.

EHSI: Electronic Horizontal Situation Indicator / Indicador Electrónico de Situación Horizontal.

ELT: Emergency Locator Transmitters / Transmisores de Localización de Emergencia.

EMS: Helicopter Emergency Medical Service / Helicóptero de Servicio de Emergencias Médicas.

ENT : EGNOS Network Time / Escala de Tiempo de EGNOS.

ERGNSS : Rede de Estaciones GNSS del IGN.

ESA: European Spatial Agency / Agencia Espacial Europea.

ESSP : European Satellite Service Provider / Proveedor de servicios de Satélites.

ESTO : European Technical Standard Order / Orden Estándar Técnico Europeo.

ETRF : EGNOS Terrestrial Reference Frame / Marco de Referencia Terrestre de EGNOS.

EUREF : European Reference Organisation for Quality / Organización de Referencia Europea para la Calidad .

EWAN: EGNOS Wide Area Network / Red aérea amplia de EGNOS.

FAA: Federal Aviation Administration / Administración Federal de Aviación.

FD: Fault Detection / Detección de Fallos.

FDE: Fault Detection and Exclusion / Detección y Exclusión de Fallos.

FKP : Flaechen Korrektur Parámetro / Parámetro de Corrección de Área.

FM: Flight Management / Gestión de vuelo.

FTP : File Transfer Protocol / Protocolo de Transferencia de Datos.

GAGAN: GPS Aided Geo Augmented Navigation / Sistema de Aumentación Índio.

GBAS: Ground Based Augmentation System / Sistema de aumentación basado en tierra.

GDOP : Geometric Dilution Of Precision / Dilución Geométrica de Precisión.

GEO: Geostationary Earth Orbit / Satélites de Órbita Geoestacionaria.

GIANT: GNSS Introduction in the Aviation sector / Introducción del GNSS en el Sector de la Aviación.

GLONASS: Global Navigation Satellite System / Sistema Global de Navegación por Satélite Ruso.

GMS: Ground Monitoring Stations / Estaciones de Vigilancia de Tierra.

GMSK: Gaussian Minimum Shift Keying / Modulación Gausiana por Desplazamiento Mínimo.

GNSS: Global Navigation Satellite System/Sistemas Globales de Navegación por Satélite.

GPRS: General Packet Radio Services / Servicios Generales de Radios por Paquetes.

GPS: Global Positioning System / Sistema de Posicionamiento Global.

GRAS: Ground-based Regional Augmentation System / Sistema de Aumentación Terrestre Regional.

GSA: European GNSS Agency / Agencia Europea GNSS.

GSM: Global System for Mobile / Sistema Móvil Global.

HAL : Horizontal Alarm Limit / Límite de Alarma Horizontal.

HDOP:Horizontal Dilution Of Precision / Dilución de la Precisión del posicionamiento Horizontal

HEDGE: Helicopters Deploy GNSS in Europe / Desarrollo en Helicópteros del GNSS en Europa.

HEMS : approach service emergency helicopters / Servicio de Aproximación de Helicópteros de Emergencias.

HF: High Frequency / Alta frecuencia.

HFDL: High Frequency Data Link / Enlace de Datos de Alta Frecuencia.

HIL : Horizontal Integrity Limit / Límite de Integridad Horizontal.

HMI : Hazardous Misleading Information / Riesgo de Integridad.

HPL : Horizontal Protection Limit / Límite Horizontal de Protección.

HSI: Horizontal Situation Indicator / Indicador de Situación Horizontal.

HTTP: Hypertext Transfer Protocol / Protocolo de Transferencia de Hipertexto.

ICV: Instituto Cartográfico Valenciano.

IDGPS: Indirect Differential GPS / Corrección Diferencial Indirecta de GPS.

IFR: Instrumental Flight Rules / Reglas de Instrumentos de Vuelos.

IGN: Instituto Geográfico Nacional.

IGP : Ionospheric Grid Point / Punto de Cuadrícula Ionosférica.

IGS : International GNSS Service / Servicio Internacional de GNSS.

ILS: Instrument Landing System / Instrumentos del Sistema de Aterrizaje.

IM: Inner Marker / Baliza Interna.

IMU: Inertial Measurement Unit / Sistema Inercial de Medida.

INMARSAT: International MARitime Satellite organization / Organización Internacional de Satélites Marítimos.

INS: Inertial Navigation Sensors / Sistema de Navegación Inercial con Sensores.

IP: Internet Protocol / Protocolo de Internet.

IPP : Ionosférica Pierce Point / Punto de Corrección Ionosférica.

IRNSS: Indian Regional Navigation Satellite System / Sistema de Navegación por Satélite Regional Indio.

ISRO: Indian Space Research Organisation / Organización de Investigación Espacial India.

ITRF : International Terrestrial Reference Frame / Marco Internacional de Referencia Terrestre.

ITU: International Telecommunication Union / Unión Internacional de Telecomunicaciones.

JAA : Joint Aviation Authorities / Autoridad Conjunta de Aviación.

JAXA : Japan Aerospace Exploration Agency / Agencia Japonesa de Exploración Espacial.

JTSO: Joint Technical Standard Orders / Orden Conjunta Técnica Estándar.

LAAS: Local Area Augmentation System / Area Local del Sistema de Aumentación.

LADGPS: Local Area DGPS / Área Local de Sistema Diferencial.

LAN: Local Area Network / Red de Área Local.

LCD: Liquid Crystal Display / Pantalla de Cristal Líquido.

LF: Low Frequency / Baja Frecuencia.

LPV: Localizer Performance with Vertical Guidance / Localizador con Rendimiento de guía Vertical.

LTE: Long Term Evolution / Evolución a Largo Plazo

MAC: Master Auxiliary Concept / Concepto Estación Auxiliar.

MCC: Master Control Centres / Centros de Control Maestros.

MCS: Master Control Stations / Estaciones de Control Maestro .

MDA : Minimum Descent Altitude / Mínima Altitud de Descenso.

MEO: Mean Earth Orbit. Satélites de Órbita Media.

MF: Medium Frequency / Media frecuencia.

MFD: Multifunction Display Units / Pantalla Multifunción de Unidades.

MLS: Microwave Landing System / Sistema de Aterrizaje por Microondas.

MM: Middle Marker / Baliza Media.

MOPS: Minimum Operational Performance Specifications / Especificaciones de funcionamiento mínimas operacionales.

MRS: Monitor and Reporting Stations / estaciones de monitorización y rango.

MSAS: Multi-functional Satellite Augmentation System / Sistema de Aumentación Japonés.

MTSAT: Multi-functional Transport Satellite / Satélites Transportados Multifuncionales.

NASA : National Aeronautics and Space Administration / Administración Nacional de Aeronáutica y Espacio.

NAVSTAR: NAVigation System Time And Ranging.

ND: Navigation Displays/ Pantallas de Navegación.

NDB: Non-Directional Beacons / Radiofaros No Direccionales.

NIGCOMSAT : Nigerian Communication Satellite / Satélite de Comunicación de Nigeria.

NLES: Navigation Land Earth Stations / Navegación Terrestre de la Estaciones en Tierra.

NMEA : National Marine Electronics Association

NPA. Non Precision Approach/Aproximación de no precisión.

NTRIP: Networked Transport of RTCM via Internet Protocol / Networked Transport of RTCM via Internet Protocol.

OACI: Organización de Aviación Civil Internacional.

OM: Outer Marker / Baliza Exterior.

OTF : On-The-Fly / Sobre la Marcha.

PA : Precision Procedure / Procedimiento de Precisión.

PACF : Performance Assessment and checkout facility / Evaluación del Rendimiento y Funcionamiento.

PBN : Performance-Based Navigation / Navegación basada en el Rendimiento.

PCV : Phase Centre Variations / Variación del Centro de Fase de la Antena.

PDOP: Positional Dilution Of Precisión / Precision de la Solución Posicional.

PFA : Probability of False Alarm / Probabilidad de Falsa Alarma.

PFD: Primary Flight Displays / Pantallas Primarias de Vuelo.

PMD : Probability of Failure Detection / Probabilidad de Falta de Detección.

PNB: Performance Based Navigation / Navegación Basada en el Rendimiento.

PPP : Posicionamiento Precise Point / Posicionamiento de Punto Preciso.

PRC : Pseudo Range Correction / Corrección de Pseudorangeo.

P-RNAV: RNAVde Precisión.

PVT: Posición Velocidad y Tiempo.

QZSS: Quasi-Zenith Satellite System / Sistema por Satélite cuasi cenital.

RAIM: Receiver Autonomus Integrity Monitoring / Receptor con Supervisión Autónoma de la Integridad.

RASANT : Radio Aided Satellite Navigation Technique / Técnica de Navegación por Satélite Asistida por Radio.

RIMS: Ranging and Integrity Monitoring Stations / Alcance e Integridad de las Estaciones de Motorización.

RMI: Radio Magnetic Indicator / Indicador Radio Magnético.

RMS: Root Mean Square / Valor Cuadrático Medio del Error.

RNAV: aRea NAVigation / Navegación Aérea.

RNP: Required Navigation Performance / Prestaciones de Navegación Requeridas.

RRC : Range Rate Corrections / Rango de Tarifas en Correcciones.

RTDGPS : Real Time DGPS / DGPS en Tiempo Real.

RTCA: Radio Technical Commission for Aeronautics / Comisión Técnica de Radio para la Aeronáutica.

RTCM: Radio Technical Commission for Maritime services / Radiode la Comisión Técnica para Servicios Comité Marítimos.

RTK: Real Time Kinematic / Cinemático en Tiempo Real.

RVR : Runway visual range / Alcance Visual de Pista.

SACCSA: Sistema de Aumentación Caribe, Centro y Sur América.

SAPOS : Satellite Positioning Service of the German National Survey

SAR: Service Air Rescue / Servicio Aéreo de Rescate.

SARPS: Standards And Recommended PracticeS / Normas y Métodos recomendados.

SATCOM: SATellite COMmunications / Comunicaciones por Satélite.

SBAS: Satellite Based Augmentation System / Sistema de aumentación basado en satélites.

SDCM: System for Differential Corrections and Monitoring / Sistema de Correcciones Diferenciales y Monitoreo.

SELCAL: SElective CALL System / Sistema de Llamada Selectiva.

SHF: Super High Frequency / Frecuencia Súper Alta.

SMSAS: Multi-functional Satellite Augmentation System/ Sistema de Aumentación Japones.

SNAS: Satellite Navigation Augmentation System / Sistema de Aumentación por Satélite de Navegación.

SSR: Secondary Surveillance Radar / Radar Secundario de Vigilancia.

TACAN : TACTical Air Navigation / Tactica en Navegación Aérea.

TCP: Transmission Control Protocol / Protocolo de Control de Transmisión.

TDOP: Time Dilution Of Precision / Dilución de la Precisión del Tiempo de posicionamiento.

TMA: Terminal Master Area / Área de control terminal.

TTA : Time-To-Alert / Tiempo de Alarma.

TWR: Aerodrome ToWer ContRol/ Torre de Control de Aeródromo.

UDRE : User Differential Range Error / Rango de Error Diferencial por Usuario.

UHF: Ultra High Frequency / Ultra Alta Frecuencia.

UMTS: Universal Mobile Telecommunications System / Sistema Universal de Telecomunicaciones Móviles.

UTC: Universal Time Coordinated /Tiempo Universal Coordinado.

VDOP: Vertical Dilution Of Precision / Dilución de la Precisión del posicionamiento Vertical

VFR: Visual Flight Rules/ Reglas de Vuelo Visuales.

VHF: Very High Frequency/ Muy Altas Frecuencias.

VLBI : Very Long Baseline Interferometry / Interferometría de Larga Base.

VLF : Very Low Frequencies / Frecuencias Muy Bajas.

VLP : Vertical Protection Leve / Nivel de Protección Vertical.

VOR: VHF Omnidirectional Radio Range / Radiofaro Omnidireccional de Muy Alta Frecuencia.

VPL : Vertical Nivel de Protección / Límite de Protección Vertical.

VRS: Virtual Reference System / Sistema de Referencia Virtual.

WAAS: Wide Area Augmentation System / Sistema de Aumentación Basado en Satélites (EE.UU.).

WAD: Wide Area Differential / Correcciones Diferenciales de Área Ancha.

WADGPS: Wide Area DGPS.

WAGE : Wide Area GPS Enhancement / Mejora de GPS de Área Amplia.

WARTK : Wide Area Real Time Kinematics / Cinemático en Tiempo Real de Área Amplia.

WCDMA: Wide Code Division Multiple Access / Acceso Múltiple por División de Código de Banda Ancha.

WGS84: World Geodetic System 84 / Sistema Geodésico Mundial 1984.

WRC: World Radiocommunication Conference / Conferencia Mundial de Radiocomunicaciones.

WRS: Wide-área Refernce Stations / Estaciones de Referencia de área extensa.

WWDGPS : Worldwide differential G P S / GPS Diferencial con cobertura Mundial.

WWW: World Wide Web / Red Informática Mundial.

CAPÍTULO 1.

PLANEAMIENTO DE LA INVESTIGACIÓN

En este primer capítulo se presenta la investigación llevada a cabo y cuyo contexto es la utilización de los sistemas GNSS para navegación aérea. En el estudio se exponen diferentes técnicas de posicionamiento GNSS, analizando y proponiendo su integración para mejorar las prestaciones en precisión para el posicionamiento cinemático en tiempo real.

1.1. ANTECEDENTES.

Todas las técnicas de navegación involucran la localización de la posición del navegante en comparación con lugares conocidos o patrones. La navegación es el proceso utilizado por la humanidad desde los tiempos más antiguos con el fin de explorar el medio ambiente circundante y para ser capaz de viajar entre localizaciones espaciales. Este proceso de exploración se extendió a la globalidad terrestre con la circunnavegación de la Tierra realizada por F. Magallanes entre 1519 y 1522. Con él nació el concepto más amplio de la navegación global, y por tanto, se puede decir que este concepto tiene al menos cinco siglos de antigüedad.

Esta tesis se centrará en las técnicas modernas para navegación y el posicionamiento, entendido éste como la capacidad de determinar una ubicación exacta de cualquier punto en el tiempo respecto a un sistema de referencia, siendo esta esencial para todo navegador. Aunque técnicas como la navegación por estima o la navegación astronómica se han perfeccionado a lo largo de los siglos, los avances tecnológicos del

siglo XX han propiciado nuevas técnicas de la navegación electrónica de uso común y generalizado para cualquier navegación por tierra, mar y aire.

La navegación por satélite es una de las nuevas formas de navegación y tiene múltiples ventajas sobre las técnicas existentes. Puede proporcionar información a los usuarios en cualquier ubicación, sin necesidad de visión directa y de forma global en todo el planeta. Por tanto, estamos asistiendo a la llegada de un sistema de navegación que, por sí mismo, podría proporcionar a los navegantes la capacidad de realizar el posicionamiento y la planificación de rutas sin la necesidad de recurrir a otro método o información adicionales. Al mismo tiempo se puede disponer en todo el mundo de un único sistema de navegación. Por lo tanto, abre las puertas a las normas de seguridad para muchas aplicaciones de navegación con malas condiciones de visibilidad que antes eran imposibles de realizar. La navegación por satélite no es el único sistema que puede proporcionar tan altas normas de funcionamiento, pero tiene la ventaja de unificar muchas de las ventajas de los sistemas previamente existentes y en algunos casos con mejor rendimiento, en términos de riesgos, de posicionamiento y de seguridad [Martínez Vadillo 2006].

El término de GNSS (Global Navigation Satellite System) es el nombre genérico que engloba a los Sistemas de Navegación por Satélite que proporcionan un posicionamiento geoespacial con cobertura global, tanto de forma autónoma como con sistemas de aumentación. El primer sistema operativo fue el americano, conocido como GPS, término que define el posicionamiento global. Y a pesar de desarrollarse otros sistemas, en la cultura social, es un término tan extendido que se confunde con el término GNSS cuyo significado viene más asociado a un sistema de navegación.

En 1957 los soviéticos pusieron en el espacio el satélite Sputnik, y poco tardaron los científicos en darse cuenta de que las transmisiones de radio procedentes de un satélite en órbita conocida podían indicar la posición de un receptor en la Tierra. El primer método se basó en el efecto Doppler y la armada americana en los años setenta, estableció el primer sistema de posicionamiento por satélite, el sistema Transit.

Los actuales sistemas de posicionamiento por satélite permiten determinar coordenadas geográficas de un punto y de tiempos con gran exactitud en cualquier parte del mundo, las 24 horas del día y en todas las situaciones climatológicas. La cobertura global se logra mediante constelaciones nominales de unos 24-27 satélites, ubicados en diferentes planos orbitales (3 o 6), elípticos, con inclinaciones respecto al plano ecuatorial que van entre los 55° y los 65° a una altura que oscila entre los 19100 y los 28000 km (órbitas MEO), lo que supone períodos orbitales de unas 12 horas [Berné et al. 2014].

A nivel general, con aplicaciones en ciencias de la Tierra, las constelaciones de los satélites se ordenan en tres niveles, de acuerdo a la altura sobre la Tierra [Gibbons et al. 2013]:

- Satélites Geoestacionarios (GEO Geostationary Earth Orbit): en una órbita circular ecuatorial de altitud 35848 km. Centenares de satélites de comunicación están situados a esta altura y describen órbitas circulares sobre la línea ecuatorial. A esta distancia el satélite da una vuelta a la Tierra cada 24 horas permaneciendo estático para un observador situado sobre la superficie terrestre. Por tal razón son llamados geoestacionarios. En este grupo se encuentran los **satélites de aumentación**, como Inmarsat, para gestionar la corrección diferencial de EGNOS, WASS.
- Satélites de Órbita Media (MEO Mean Earth Orbit): de 10 a 21 satélites son necesarios para cubrir toda la Tierra. A este grupo pertenecen todos los **satélites GNSS** (altura entre 19180 y 28000 km).
- Satélites de Órbita Baja (LEO Low Earth Orbit): altitud alrededor de 800 km. Dedicados fundamentalmente a observación, gravimetría, altimetría de satélites GRACE GOCE, JASON SPOT.

La Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) inició a principios de 1990 una serie de actividades encaminadas a definir el “sistema de navegación aérea del futuro”, cuya base serían los sistemas GNSS, los cuales permitirían a las aeronaves recibir en cualquier parte del globo información de navegación básica procedente directamente de los satélites. La aplicabilidad potencial de estos sistemas, unida a las grandes ventajas que pueden proporcionar, han hecho que la OACI haya establecido una hoja de ruta en la que se pretende establecer una sinergia operativa entre los diferentes sistemas.

La señal que emiten los satélites, señales electromagnéticas en su recorrido desde el satélite al receptor en Tierra, sufre errores en su propagación, fundamentalmente por efectos atmosféricos, y en especial la propagación ionosférica, así como otros propios del funcionamiento del sistema. Por ello, el posicionamiento absoluto en tiempo real no puede garantizar un buen posicionamiento métrico, por lo que para obtener mayor precisión se requiere un tratamiento a posteriori del observable o trabajar en tiempo real con correcciones diferenciales [Duquenne et al. 2005].

Las correcciones diferenciales son aplicadas desde hace años en los GNSS. Se les suele denominar DGPS (Differential GPS) porque ésta técnica se empezó a emplear con el sistema GNSS americano GPS. El funcionamiento básico de un sistema de corrección diferencial se centra en la transmisión de correcciones al usuario, donde el equipo receptor de la señal GNSS aplica las correcciones recibidas, con lo que consigue mejorar la posición obtenida [Duquenne et al. 2005].

Si tenemos en cuenta el momento en que se aplican las correcciones, podemos distinguir entre técnicas de corrección diferencial en post-proceso o en tiempo real. En el primero de los casos, la información de navegación recogida durante un periodo de funcionamiento del receptor es utilizada para aplicar las correcciones diferenciales a posteriori, para obtener de esta manera una posición mejorada.

Por otro lado, en los casos en los que es necesario disponer de buena precisión durante la navegación, se debe hacer uso de técnicas de corrección en tiempo real en los cuales, los mensajes son aplicados por el propio receptor en el momento de calcular la posición. Para esta investigación utilizaremos esta metodología.

Atendiendo al rango de cobertura sobre el que funciona un sistema DGPS, podemos diferenciar entre sistemas locales o LADGPS (Local Area DGPS), y sistemas de área extensa o WADGPS (Wide Area DGPS) [Hoftmann et al. 2008].

En el caso de las soluciones LADGPS, las estaciones de referencia están situadas en lugares próximos a los usuarios potenciales. La idea en este caso se centra en que las desviaciones detectadas por las estaciones de referencia también serán comunes para todos los usuarios situados en los alrededores, puesto que las condiciones atmosféricas y geográficas son similares. La efectividad del sistema se ve degradada, obviamente, por el aumento de la distancia entre el usuario y la estación de referencia [Wang et al. 2010]. Actualmente existe una gran cantidad de servicios de Estaciones Permanentes en Tierra, tanto oficiales como privados. Por lo que la facilidad en conseguir de esta forma un marco de referencia, tanto a nivel regional como nacional, para establecer el posicionamiento para múltiples aplicaciones, ha hecho proliferar en los países desarrollados esta metodología de posicionamiento, siendo el objetivo de esta investigación aprovechar estas infraestructuras para mejorar la precisión de posicionamiento WADGPS. En concreto el sistema que se va a utilizar es el de Estación de Referencia Virtual (VRS).

Por otro lado, los sistemas WADGPS ofrecen correcciones sobre grandes zonas geográficas. En este caso, un conjunto de estaciones de monitorización distribuidas por las zonas de cobertura del servicio realizan medidas de rendimiento de GNSS. Dichos datos son recogidos por una estación central, la cual se encarga de realizar una distribución global de la información de corrección. Los WADGPS que usan como medio de distribución satélites geoestacionarios son los llamados Satellite Based Augmentation Systems ó SBAS. El Europeo EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay Service) es el sistema que se va a utilizar para la investigación.

El rendimiento de una red WADGPS ha sido investigado en los Estados Unidos. Las estaciones de monitoreo se encuentran en las estaciones Loran o VOR existentes. Los resultados de la simulación indican que los errores de posicionamiento GPS normales potencialmente se pueden reducir en más de un 95 por ciento utilizando WADGPS [Kee et al. 1991].

El Servicio Abierto de EGNOS entró en funcionamiento en octubre de 2009, para aquellas aplicaciones que no suponen un riesgo para la vida, tales como la navegación personal, el seguimiento de mercancías o la agricultura de precisión. En marzo de 2011 la Comisión Europea declaró el servicio '*Safety-of-Life*' de EGNOS apto para su uso en aviación civil. Por primera vez, las señales de navegación por satélite podrán guiar a las aeronaves durante la fase de aproximación a tierra. EGNOS mejora la precisión de las

señales de navegación de GPS sobre el territorio europeo. Este servicio garantiza que las señales cumplen con los exigentes niveles de fiabilidad requeridos por el estándar de la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI), adaptado para el caso europeo por Eurocontrol, la Organización Europea para la Seguridad de la Navegación Aérea [ESA 2011].

1.2. OBJETO DE LA INVESTIGACIÓN.

El objetivo global de este trabajo de investigación es el análisis de la posible integración del sistema de navegación EGNOS con la metodología de posicionamiento a partir de Estaciones de Referencia en tierra, en concreto por la metodología de solución por VRS de Trimble.

Este trabajo de investigación está desarrollado a partir de observaciones realizadas en el programa de investigación y desarrollo tecnológico del IMPIVA de la Generalitat Valenciana denominado “Sistema de Navegación vía Satélite para ayuda a helicópteros de emergencias en condiciones de baja visibilidad”, subvencionado con fondos europeos de desarrollo regional y en el cual ha participado la Universitat Politècnica de València.

La idea de esta investigación tiene su origen en la lectura del artículo de Ahmend El-Mowafy sobre el uso de Estaciones de Referencia para aproximaciones de precisión en aeropuertos [El-Mowafy 2004]. En él se propone el uso de posicionamiento en tiempo real cinemático a partir de Red de Estaciones de Referencia de Dubai, comparándolo con el sistema LAAS e integrándolo con un sistema inercial (IMU). En este caso, dado que en Europa se dispone del sistema de aumentación EGNOS, se decidió estudiar la posibilidad de mejorarlo a partir de utilizar las redes existentes de Estaciones de Referencia.

Se pretende mejorar la precisión de posicionamiento del sistema EGNOS implementando la solución VRS, a priori más precisa. Pero además la solución propuesta en la investigación debe de cumplir con todos los requisitos de la OACI, precisión, integridad, continuidad y fiabilidad, por lo que nuestra propuesta de posicionamiento debe de mantener características de EGNOS que como veremos mejoran la solución VRS. En definitiva, se busca una propuesta de metodología de posicionamiento que tenga lo mejor de ambas.

Para el cumplimiento de este objetivo general se han cumplido los siguientes objetivos específicos:

- Verificar los diferentes métodos de posicionamiento en estudio. Para ello se han realizado varias experiencias de posicionamiento tanto en EGNOS como en VRS para analizar y contrastar los posicionamientos por separado.
- Analizar los métodos de posicionamiento en cinemático en tiempo real. Puesto que es el tipo de posicionamiento que requiere la investigación, se han realizado pruebas de señal y de solución.

- Estudio de comportamiento de posicionamiento embarcado en aeronave. La velocidad del usuario es un condicionante importante para determinar la importancia de la calidad de la solución, por lo que se han realizado pruebas en aeronave.
- Análisis de metodología de integración o implementación de solución. Se ha realizado un análisis de las soluciones de posicionamiento por separado para determinar los parámetros de transformación a aplicar para integrar la solución en EGNOS/VRS.
- Análisis de propuesta de metodología de posicionamiento EGNOS/VRS. Se han realizado varias trayectorias de vuelo obteniendo observables y posicionamiento por varias metodologías para poder verificar y contrastar la metodología propuesta de EGNOS/VRS, analizando precisión, continuidad, integridad y fiabilidad.

1.3. JUSTIFICACIÓN DE LA INVESTIGACIÓN.

El posicionamiento de alta precisión en tiempo real usando únicamente datos de satélites GNSS tiene muchos problemas debido a quedar limitado por el número de satélites visibles, la geometría y los errores propios del sistema. Esto limita gravemente el rendimiento del sistema ya que, por ejemplo, la resolución de ambigüedades es más lenta y existen retardos atmosféricos lo que reduce la exactitud, integridad, fiabilidad y disponibilidad [Wanninger, 2008]. Este problema se puede mitigar en parte si se dispone de datos adicionales a partir de otras fuentes. Por tanto la integración de las dos soluciones de posicionamiento que se propone mejorará el sistema GNSS simple.

La experimentación en esta investigación se ha a la navegación aérea, ya que es el sistema de transporte que mediante la OACI tiene definidos todos los requerimientos de navegación para diferentes situaciones. Además existen muchos tratamientos en agricultura de precisión que se realizan cada vez más con aeronaves. Incluso en situaciones de emergencia por catástrofes naturales, incendios, etc, las aeronaves son uno de los medios de actuación más utilizados por su rapidez. Por otra parte, al tratarse de posicionamiento en tiempo real cinemático, se entiende que el caso más desfavorable será determinar el posicionamiento de una aeronave por ser mayor su velocidad, aunque también se han realizado pruebas con vehículos en tierra.

Actualmente ya existen diferentes estaciones GBAS para proporcionar precisiones de aproximación de CAT III en algún aeropuerto, pero son instalaciones en tierra costosas solamente rentables en grandes aeropuertos. Actualmente en España, está disponible una estación en el aeropuerto de Málaga y se espera que progresivamente la metodología

GBAS, que describiremos con más detalle en el capítulo 3, vaya sustituyendo a los sistemas convencionales de aproximación en aeropuertos [ENAIRE 2015]. Pero la utilización de sistema GBAS, que mejora las prestaciones de los sistemas SBAS, como EGNOS, no es rentable para aeródromos ni para zonas alejadas de los aeropuertos. Por esto el sistema de integración que se propone en esta investigación es un híbrido entre SBAS/GBAS, ya que por una parte dispondremos de las prestaciones de EGNOS y mejoraremos su precisión utilizando estaciones terrestres permanentes ya existentes, distribuidas por todo el territorio. En esta investigación utilizamos las estaciones del IGN mediante correcciones por VRS de estación simple, por ser la única solución disponible en el entorno del aeropuerto de Ciudad Real, pero igualmente se podrían utilizar las diferentes redes locales o regionales ya implantadas.

Los sistemas GBAS tampoco garantizan las precisiones requeridas para rodaje en pista (ASM), más estricto en precisión que CAT III, (HAL = 1.4 m), [Wolfgang et al. 2011] lo que justifica la necesidad de mejora de precisión del sistema EGNOS.

Cualquier país desarrollado de nuestro entorno tiene múltiples redes de estaciones permanentes en el territorio. Además los servicios de envío de correcciones diferenciales normalmente son gratuitas o con costes muy bajos. Esto hace que el mejorar la precisión de EGNOS mediante la integración de posicionamiento a partir de estaciones de referencia terrestres utilizando la solución en VRS que se propone, requiera de una inversión baja y además esté disponible en buena parte del territorio, con la única limitación de disponer de cobertura de datos para el envío de correcciones por NTRIP.

El despliegue de redes activas de estaciones permanentes ha ampliado los campos de aplicación de las metodologías basadas en sistemas GNSS más allá de las puramente topográfico-geodésicas o cartográficas. Ejemplo de ello es su utilización en agricultura de precisión [Freeland et al., 2012], guiado de maquinaria [Ortiz et al., 2013] o control de evolución de sistemas dunares [Garrido et al., 2013], entre otras novedosas aplicaciones relacionadas con todo tipo de disciplinas que hacen uso de información geoespacial.

Así, la utilización de Estaciones de Referencia en agricultura de precisión, gestión de cultivos y guiado de maquinaria es en la actualidad una práctica en auge. El poder disponer de gran cantidad de datos geoespaciales en tiempo real, permite relacionar las técnicas de producción y los rendimientos con el tipo de terreno, desarrollando estrategias eficaces para el tratamiento de los cultivos. El terreno de cultivo no tiene por qué ser tratado por igual sino que cada superficie de terreno puede ser tratado acorde con sus características espaciales, lo cual conlleva un sustancial ahorro en los costes de producción. Todo ello redundará en la reducción de gastos y en el aumento del rendimiento, consiguiendo que las actividades agrícolas tengan menor impacto medioambiental. Entre las aplicaciones del posicionamiento GNSS en tiempo real en la agricultura de precisión destacan el levantamiento de explotaciones, la exploración de cultivos, la elaboración de mapas de rendimiento, el guiado de maquinaria, etc. Ejemplo de ello lo encontramos en [Barbosa et al. 2007], [Bruin et al. 2008], [Fountas et al. 2011], [Pérez-Ruiz et al. 2011 y 2012], [Castrignano et al. 2012], [Farooque et al. 2013], por citar algunos.

Por otra parte las aplicaciones en agricultura de precisión cada vez requieren de mayor precisión para las diferentes labores de siembra, abonado, tratamientos fitosanitarios, etc., por lo que la mejora del sistema de posicionamiento inicial EGNOS mediante la integración de VRS permitirá utilizarlo para más aplicaciones y además mantendrá las características del servicio Safety of Life. Por lo que mejoraremos la precisión de EGNOS y mantendremos la continuidad, integridad y disponibilidad.

En 2015 hay casi 4.000 millones de dispositivos en uso en todo el mundo que utilizan el Sistema Global de Navegación por Satélite, y se estima que para 2020 serán 7.000. Ello hace que el sector de GNSS sea un gran sector de negocio. Actualmente el 6% del PIB europeo depende del GNSS. La distribución de los principales usuarios queda reflejada en la siguiente figura. [GSA 2015]

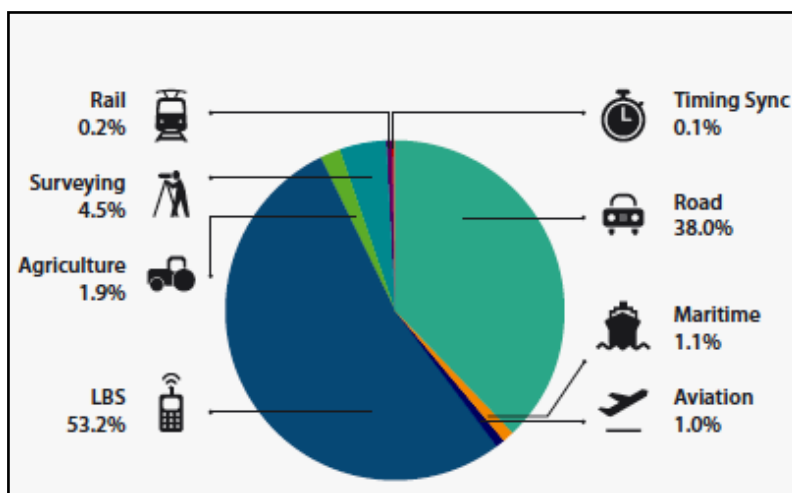


Fig 1. Distribución de usuarios de GNSS por sectores de actividad [fuente:GSA 2015]

1.4. ESTADO DEL ARTE.

Actualmente la navegación comercial todavía se realiza en general por radioayudas terrestre, sobre todo las operaciones de aproximación final y aterrizaje donde se utilizan los sistemas de orientación basados en radiofrecuencias (ILS).

La utilización de GNSS como fuente principal para la navegación aérea exige unos estrictos requisitos de seguridad con unos parámetros de integridad (provisión oportuna de información a los usuarios sobre el nivel de confiabilidad de una solución mediante la definición de la posición de máxima desviación de la posición real con un cierto grado de probabilidad) como principal limitación para su utilización en los procedimientos de

navegación aérea. En el Capítulo 2 haremos un estudio más detallado de requisitos y procedimientos en navegación aérea.

Existen varios métodos para proporcionar integridad (SBAS,GBASy RAIM). Aunque los tres no tienen el mismo nivel de integridad. Los sistemas SBAS tienen por finalidad ofrecer integridad hasta el nivel de LPV-200 (modo de aproximación de reciente introducción que provee performance lateral con guía vertical hasta una altura de decisión de 200 pies). Los sistemas SBAS actualmente sólo aumentan la señal civil del GPS L1, aunque se prevé que estos sistemas pronto puedan utilizar dobles frecuencias. Actualmente GBAS es el único sistema basado en GNSS que puede proporcionar el rendimiento con integridad necesaria para aproximaciones de precisión (hasta CAT-III). Actualmente se están empezando a instalar en algunos grandes aeropuertos [Speidel et al. 2013].

Con la incorporación del Bloque IIF, prevista a partir de 2015, dispondremos de satélites GPS con señal de frecuencia dual para uso civil (L1 + L5). Así el error de pseudodistancia se reduce significativamente ya que la combinación lineal de doble frecuencia de las mediciones permite anular el error ionosférico de primer orden directamente en el nivel de usuario y se pueden hacer mejoras en la determinación del VLP (vertical protection level). Esto mejorará los sistemas SBAS [Walter et al. 2010].

Los sistemas RAIM están basados en cálculos por observaciones redundantes por el propio usuario y estos condicionan el grado de integridad. Los algoritmos RAIM se han investigado por varios autores [Lee 2007], [Brown *et al.*1986], [Brenner 1990], [Alesandrum 2009]. Y los algoritmos más utilizados se pueden agrupar en tres tipos [Speidel et al].:

- RAIM basado en Mínimos cuadrados-Residuos (LS).
- RAIM basado en el método de solución de separación (SS). Es capaz de detectar fallos de los satélites.
- RAIM por el método múltiple Hipótesis Solución de Separación (MHS) que permitirá la orientación vertical hasta la LPV-200. Optimizado por [Blanch et al 2010].

GPS y GLONASS son los únicos sistemas globales de posicionamiento y navegación GNSS plenamente operativos en 2015, a los que de forma ya regional se suma el sistema chino, COMPASS o BEIDOU BD2 desde 2014 y posiblemente este completado en 2017, antes de lo previsto y en 2016 posiblemente el sistema europeo GALILEO, de manera que en el 2020 los cuatro sistemas serán de cobertura global, a esto hay que añadir otros sistemas regionales IRNSS, indio y el QZSS japonés que ya son operativos, además de los sistemas de aumentación operativos WAAS, EGNOS, SMSAS, SDCM y otros en desarrollo. La navegación por satélite en 2014 se encontraba tal como se indica en la siguiente tabla [Berné et al. 2014].

Posicionamiento y navegación Operacional.	Globales: GPS GLONASS BEIDOU O COMPAS DORIS
Posicionamiento y navegación Desarrollo	Globales: GALILEO Regionales: IRNSS QZSS
Aumentación/diferencial Operacional	SBAS : EGNOS WAAS MSAS, SDCM GBAS: LAAS, pseudolites
Sistema GNSS Diferencial	DGNSS, Omnistar, Starfix, Starfire , Veripos
Aumentación Desarrollo	GACAN JPALS SACSÁ....

Tabla 1. Situación de la navegación por satélite en 2014.[fuente. Berne et al. 2014]

El sistema GNSS lleva asociado un conjunto de errores que limitan la precisión, la integridad y la fiabilidad de su posicionamiento en tiempo real. Por ello se han desarrollado algoritmos que en postproceso o en tiempo real corrigen la totalidad de los errores o una gran parte de ellos y así surge el llamado Sistema de Corrección Diferencial en tiempo real, que agrupa varias técnicas o procedimientos, como los sistemas de aumentación SBAS, el GNSS diferencial o WARTK, RTK, y asociado a la corrección diferencial surgen las estaciones de referencia de observación continua CORS, y las redes geodésicas activas (redes de estaciones permanentes) en convivencia con las redes pasivas formadas por los vértices geodésicos. En la Figura 2 se muestra un esquema de los métodos actuales de posicionamiento GNSS en función de su alcance y precisión.

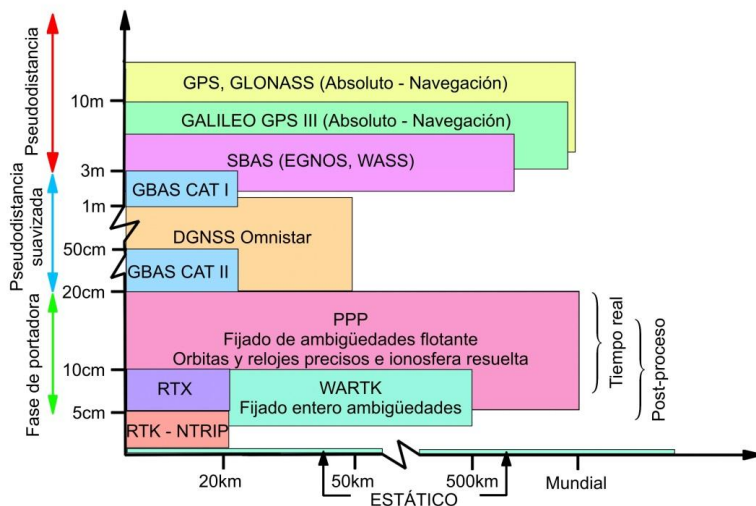


Fig 2. Métodos de posicionamiento actuales [fuente Berné et al. 2014]

La solución de red RTK generada a partir de una red activa ofrece importantes ventajas de cara al posicionamiento de precisión. Desde el punto de vista técnico, estas ventajas son: modelización precisa de las fuentes de error que intervienen en el posicionamiento RTK (principalmente errores troposféricos, ionosféricos y orbitales), mejora en la resolución de ambigüedades, ampliación del área de trabajo al reducirse los errores dependientes de la distancia, disposición de un marco de referencia estable, etc. [Euler & Zebhauser, 2003]. En la práctica, las principales ventajas son el aumento de la rentabilidad y del rendimiento en aquellas aplicaciones que utilizan estas soluciones apoyadas en una red activa [Wübbena et al., 2001], la disponibilidad de modelos y soluciones comerciales capaces de generar las correcciones de red [Janssen, 2009] y la existencia de formatos estándar para las correcciones utilizadas en el posicionamiento [RTCM, 2004].

Los servicios de corrección diferencial en tiempo real son los principales productos a demandar a una red activa de estaciones GNSS [Rizos, 2002]. Estos servicios están constituidos por todo un conjunto de medios capaces de generar y transmitir correcciones a los usuarios que los requieran y pueden ser clasificados atendiendo a cuestiones como: forma de gestionar el servicio (público o privado), tipo de correcciones generadas (de código o de fase) y formatos, área de cobertura del servicio (de área extensa o de área local) o medio en que se transmiten las correcciones (Internet, GSM, GPRS, etc.). Las redes activas de estaciones permanentes constituyen en la actualidad el complemento indispensable a los sistemas de posicionamiento y navegación por satélite de cara al posicionamiento de precisión. Sin embargo, requieren de sistemas de gestión, mantenimiento y control que garanticen la calidad de los productos generados. Para ello es indispensable el diseño y la optimización de estrategias de análisis en relación a la materialización del marco de referencia por la red de estaciones permanentes, los servicios ofrecidos, los productos generados (formatos, distribución, acceso, etc.) y sobre todo, la explotación de los mismos por parte de los usuarios (tiempo de resolución de ambigüedades, precisión y exactitud alcanzada en el posicionamiento, repetibilidad de las soluciones, etc.).

Actualmente nuestro país dispone de redes de estaciones permanentes GNSS activas en la mayoría de las comunidades autónomas. Ejemplo de ello es la red CATNET en Cataluña, ERVA en la comunidad valenciana o la Red Andaluza de Posicionamiento (RAP) en Andalucía. La red RTK ofrece un servicio de tipo regional, por lo tanto, es conveniente utilizar para la transmisión de las correcciones de la red RTK los servicios disponibles de comunicación que cubran la misma región. La transferencia de datos en tiempo real utiliza el protocolo NTRIP, diseñado para difundir datos GNSS entre los usuarios a través de Internet.

Mediante el uso de redes activas de estaciones de referencia de tierra se han conseguido posicionamientos submétricos en experiencias realizadas sobre aeronaves, con posicionamiento cinemático en tiempo real, exceptuando cuando existe alguna pérdida de señal. Para mantener la continuidad de la solución se han integrado sistemas Inerciales

(IMU) y los resultados han sido satisfactorios, tal como podemos ver en la tabla 2 de precisión en metros [El-Mowafy 2005].

	Helicopter test		Fixed-wing aircraft test	
	2D (E&N)	Height	2D (E&N)	Height
fixed solution	0.022	0.034	0.016	0.028
float solution	0.322	0.539	0.263	0.525
all test periods	0.484	0.642	1.107	0.831

Tabla 2 . Precisiones medias de posicionamiento. [fuente. El-Mowafy 2005]

El continuo crecimiento de la aviación comercial ha exigido un aumento de la capacidad del espacio aéreo. Para la optimización de este espacio la OACI ha introducido los nuevos conceptos de Navegación de Área (RNAV), basados en la utilización de sistemas GNSS para las diferentes fases del vuelo y los requisitos operacionales para la Navegación Basada en el Rendimiento (PBN), como exactitud, integridad, disponibilidad y continuidad están definidos en el documento 9613/AN937 de la OACI. Estos parámetros totalmente vigentes son los que tenemos que utilizar para determinar la calidad del posicionamiento propuesto en esta investigación [OACI 2008].

En la XII conferencia de navegación aérea de noviembre de 2012 la OACI detalló unos planes y metodologías para la implantación del sistema mundial de navegación por satélite, donde los principales estudios se centrarían en las ventajas de la utilización de constelaciones múltiples y frecuencias múltiples en GNSS y la vulnerabilidad de la señal. Dentro de la primera temática se han realizado pruebas y simulaciones. En concreto y para nuestro SBAS en estudio se han realizado simulaciones de EGNOS y los resultados son los siguientes [Speidel et al. 2013]:

- Se supone la presencia de cuatro constelaciones. GPS, GLONASS, GALILEO y BEIDOU.
- Se supone recepción de doble frecuencia.
- Los resultados indican que un aumento en el número de satélites mejora el rendimiento de EGNOS, sobre todo en Europa. Por otra parte, para poder llegar a los requisitos de LPV-200 deberíamos de disponer de tres constelaciones con doble frecuencia. Y aun así se deberían de investigar los demás requisitos de cómo precisión. [Blanch et al. 2011].

Estos resultados debemos de situarlos en una posible situación futura en 2025, por lo que aunque es clara la mejora de EGNOS futura, no llegará a disponer del rendimiento necesario para poder sustituir a los sistemas GBAS. Esto justifica la línea de investigación de esta tesis.

1.5. ESTRUCTURA GENERAL DE LA TESIS.

Con la finalidad de alcanzar los objetivos ya planteados en la presente tesis doctoral se ha dividido el trabajo en los siguientes capítulos:

Capítulo 1: introduce, contextualiza y justifica el uso de sistemas de navegación GNSS para la navegación aérea, cifrando la importancia de los sistemas de navegación GNSS, sus principales características así como limitaciones. Se describen y justifican los objetivos de la tesis, así como las principales posibles aplicaciones.

Capítulo 2: contiene una descripción teórica de los principales conceptos de navegación aérea. Descripción de sus sistemas de navegación convencionales y la incorporación de los sistemas GNSS como método de posicionamiento para las diferentes fases de vuelo. Con un análisis pormenorizado de la Navegación de área (RNAV) y la Navegación basada en el Rendimiento (PBN) para las diferentes fases de vuelo, describiendo y cifrando sus requisitos de precisión, continuidad, integridad y disponibilidad.

Capítulo 3: se realiza una exposición teórica acerca de los sistemas globales de navegación por satélite GNSS, desde el principio de su funcionamiento, los observables y sus principales fuentes de error. Se describen los principales sistemas de para mitigar los errores y se hace una reseña de los diferentes Sistemas de Aumentación existentes, así como de las Estaciones de Referencia Permanentes.

Capítulo 4: dado que esta investigación está basada en EGNOS se hace en este capítulo una descripción minuciosa del sistema, sus características y principales servicios. Se hace especial hincapié en los rendimientos del sistema para los diferentes requerimientos de navegación aérea, con sus ventajas y limitaciones.

Capítulo 5: para el sistema de posicionamiento que se propone investigar se hace uso de la solución por VRS a partir de Estaciones de Referencia en tierra, por lo que se describe en este capítulo el sistema VRS de Trimble, así como su proceso y protocolos para enviar las correcciones, con sus rendimientos esperados.

Capítulo 6: contiene un estudio detallado de las diferentes comunicaciones aeronáuticas, tipos de señales, frecuencias, normativa. Se ha realizado un estudio de integración del protocolo NTRIP en un sistema SBAS. Finalmente se han realizado pruebas de recepción de señal y cálculo, tanto en tierra como en aeronave encaminadas a detectar posibles problemas previos a la toma de observables para nuestra investigación.

Capítulo 7: se ha realizado en este capítulo una descripción de la metodología de recopilación de las observaciones, así como del equipamiento e instrumentación, tanto GNSS como aérea, utilizados y los procesos de validación de las observaciones.

Capítulo 8: para el análisis final se ha realizado en primer lugar un estudio de precisión de cada metodología de posicionamiento empleada. Analizando la precisión en tiempo real las dos metodologías que pretendemos integrar, EGNOS y VRS. Finalmente se describe la propuesta de integración de posicionamiento EGNOS/VRS analizando sus rendimientos en precisión, continuidad, integridad y disponibilidad.

Capítulo 9: se enumeran las conclusiones específicas y generales que aporta la Tesis y se plantean posibles líneas futuras de investigación.

Anexo I: disponemos de forma detallada de la estructura y contenidos del mensaje de EGNOS.

Anexo II: se adjunta las características técnicas de la instrumentación utilizada en esta investigación.

Anexo III: se adjunta la reseña de la estación de referencia ALMO del IGN, ya que ha sido la utilizada para posicionamiento por VRS.

CAPÍTULO 2.

CONCEPTOS GENERALES DE NAVEGACIÓN AÉREA

Ya que la investigación a desarrollar versa sobre sistemas de navegación por satélite y se va a desarrollarla con posicionamiento sobre una aeronave, se describen en este capítulo los principales conceptos de Navegación aérea. Diferenciando entre los sistemas de navegación convencionales y la incorporación de los sistemas GNSS como método de posicionamiento para las diferentes fases de vuelo, con análisis de sus requisitos de precisión, continuidad, integridad y disponibilidad.

2. 1. CONCEPTO DE NAVEGACIÓN AÉREA

La navegación aérea es el proceso que permite a una aeronave realizar un vuelo entre un origen y un destino, siguiendo una trayectoria definida. El proceso de navegación requiere de dos funciones principales:

- **Función de posicionamiento:** En la que el piloto debe conocer, en todo momento, la situación de la aeronave respecto a la trayectoria establecida.
- **Función de guiado:** En la que el piloto debe maniobrar la aeronave, con objeto de mantener la trayectoria establecida, según los datos de posición.

Éste trabajo de investigación se centra en conocer el posicionamiento, por lo que se hace una introducción a los diferentes sistemas de posicionamiento actuales, para posteriormente analizar la integración de nuestros sistemas de estudio.

La navegación aérea necesita de una estructura de sistemas técnicos (equipos de a bordo, instalaciones, infraestructuras, etc.) y servicios de apoyo (información meteorológica, aeronáutica, etc.) para llevar a cabo sus funciones. En la actualidad una aeronave recoge información incluso redundante, desde varios de los diferentes sistemas de navegación en uso, para ser utilizada como datos de entrada para sistemas de gestión de vuelo integrados.

2.2. TÉCNICAS DE NAVEGACIÓN AÉREA

Las técnicas de navegación aérea son los métodos y procedimientos que utilizan los pilotos para dirigir la aeronave desde su origen hasta su destino. Los diferentes modos existentes han surgido en función de la necesidad de volar en diferentes entornos geográficos y operativos, así como de la continua evolución tecnológica de las aeronaves y los sistemas de ayuda a la navegación.

Clasificación de las técnicas de navegación aérea [AENA 2012].

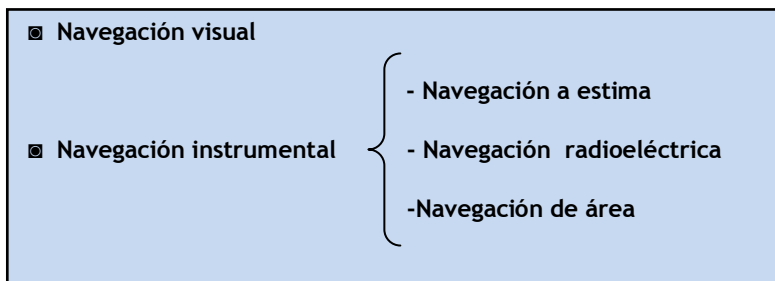


Fig 3. Clasificación de técnicas de navegación aérea [fuente:AENA 2012]

Navegación visual

La navegación visual es una técnica basada en la observación directa de las referencias externas a la aeronave. Se trata de un modo de navegación muy elemental cuya eficacia depende considerablemente del grado de pericia que muestre el piloto. Asimismo, presenta muchas limitaciones, desde tener que volar próximo al terreno hasta la dependencia de las condiciones meteorológicas y de visibilidad.

Navegación a estima

La navegación a estima es una técnica basada en el uso de tres parámetros: la velocidad, el tiempo y el rumbo de la aeronave. En sus orígenes, esta práctica constituyó el inicio de la navegación instrumental ya que supuso la incorporación y utilización a

bordo de la brújula, el anemómetro y el cronómetro para la medición de los datos de navegación requeridos.

Navegación Radioeléctrica

La navegación radioeléctrica es una técnica instrumental basada en el vuelo hacia o desde radioayudas. El procedimiento es el siguiente:

- Se establece la ruta de vuelo de forma que los puntos de recorrido coincidan con estaciones terrestres de radioayudas.
- Durante el vuelo el piloto dirige la aeronave de estación en estación, utilizando la información de navegación (posición y guiado) proporcionada por las propias radioayudas.

Se trata del método de navegación más empleado en la actualidad para aproximaciones y aterrizaje. No obstante, dentro de un determinado espacio aéreo, esta técnica determina una red de rutas fija supeditada a la configuración existente de radioayudas, lo que limita la utilización de la capacidad disponible.

Estos factores han propiciado el desarrollo de nuevos conceptos operativos que pretenden mitigar sus efectos. Uno de los más efectivos es la técnica de navegación de área o RNAV.

Navegación de área

La navegación de área (conocida como RNAV) es una técnica que permite a la aeronave desplazarse en cualquier trayectoria deseada [Martínez Vadillo 2010]. En este proceso:

- La ruta se define mediante las coordenadas de latitud y longitud de los puntos de recorrido que se establezcan, sin necesidad de que éstos coincidan con instalaciones terrestres de radioayudas.
- El piloto ejecuta las funciones de navegación según las instrucciones proporcionadas por los equipos RNAV de a bordo, que determinan automáticamente los datos de posición y guiado a partir de la información tomada de los distintos dispositivos de ayuda a la navegación de los que dispone la aeronave, de acuerdo con la ruta programada.

Las técnicas RNAV han demostrado las ventajas respecto a otras formas de navegación más tradicionales:

- Mayor flexibilidad en el diseño de rutas, permitiendo optimizar el uso del espacio aéreo.
- Reducción de las distancias de vuelo, con la consiguiente disminución de los costes operativos y medioambientales.
- Mejora de la eficiencia y la seguridad operacional en las diferentes fases del vuelo.

Navegación basada en la Performance (PBN)

El concepto de PBN especifica el rendimiento de los sistemas RNAV en aeronaves y los requisitos que se definen en términos de exactitud, integridad, disponibilidad y continuidad, que son necesarios para las operaciones propuestas en el contexto de un concepto de espacio aéreo en particular. El concepto de PBN representa un cambio de sensores basados en la navegación y basada en el rendimiento [9613/AN937 OACI 2008].

2.3. CLASIFICACIÓN DE LOS SISTEMAS DE NAVEGACIÓN

Un sistema de navegación aérea es un conjunto de instalaciones, equipos de a bordo y técnicas operativas, que permiten llevar a cabo las funciones propias de posicionamiento y guiado. La complejidad de cada sistema depende básicamente del principio de funcionamiento que se utilice para llevar a cabo su cometido.

La OACI califica los diferentes sistemas de navegación aérea como [OACI 2008]:

- **Medio único:** Sistema de navegación para una determinada operación o fase de vuelo que debe satisfacer los requisitos de precisión, integridad, disponibilidad y continuidad.
- **Medio principal:** Sistema de navegación aprobado para una determinada operación o fase de vuelo que debe de satisfacer los requisitos de precisión e integridad pero que no es necesario que satisfaga los requisitos de plena disponibilidad y continuidad del servicio.
- **Medio suplementario:** Sistema de navegación que debe de utilizarse conjuntamente con otro sistema certificado como medio único que debe de satisfacer los requisitos de precisión e integridad.

A continuación se ofrece una clasificación inicial de los sistemas más importantes, atendiendo tanto a las técnicas utilizadas como a los elementos que lo integran [AENA 2012].

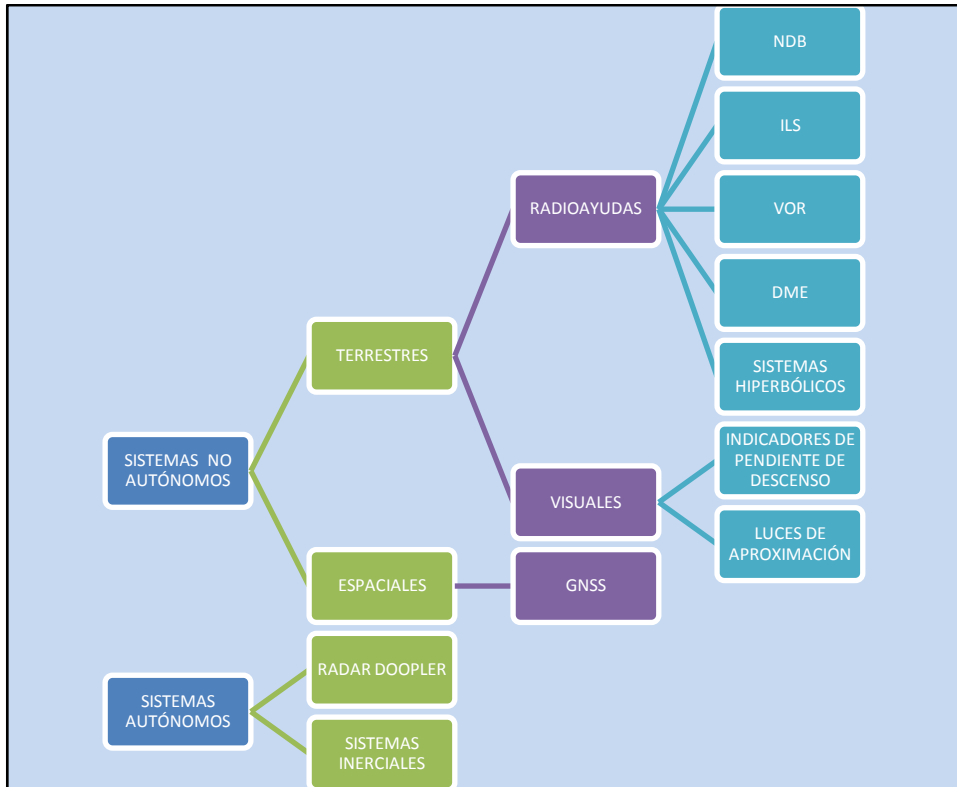


Fig 4. Clasificación de los sistemas de navegación aérea [fuente:AENA2012]

Sistemas Autónomos

Aquellos que se componen de un equipo de a bordo capaz de calcular y proporcionar al piloto la información de posición y guiado de la aeronave, basándose en la medición directa de diferentes parámetros de vuelo (velocidad, presión, etc.) y actitud de la aeronave (posición respecto a sus ejes principales). Se trata de sistemas de altas prestaciones que, al no requerir de una infraestructura externa a la aeronave, se suelen utilizar para la navegación en zonas donde no existe la cobertura de otro tipo de ayudas. El Radar Doppler y los equipos inerciales (INS / Inertial Navigation Systems) son los únicos sistemas que se pueden enmarcar dentro de esta categoría.

Sistemas no autónomos

Aquellos que se componen de un equipo de a bordo capaz de calcular y proporcionar al piloto la información de navegación (segmento embarcado), a partir de los datos suministrados por una infraestructura externa a la aeronave. En función del tipo de instalación externa utilizada, se pueden distinguir dos tipos:

Sistemas Terrestres

Aquellos que utilizan una infraestructura auxiliar constituida por instalaciones fijas terrestres:

- **Sistemas de navegación por radio (radioayudas)**: Aquellos cuya infraestructura externa a la aeronave está constituida por estaciones terrestres fijas, las cuales suministran la información de navegación mediante su codificación y emisión en señales de radiofrecuencia. Estas señales son captadas y decodificadas por el equipo de a bordo del sistema, proporcionando al piloto los datos de posición y guiado.

Las radioayudas constituyen los sistemas más utilizados en todas las fases del vuelo, gracias a las altas prestaciones que ofrecen. Entre los más característicos se encuentran los sistemas VOR, ILS, y DME.

Su uso en ruta está limitado por el alcance de las señales. Por ello se han desarrollado sistemas de largo alcance basados en este principio de funcionamiento (sistemas hiperbólicos: Omega, Loran y Decca).

- **Sistemas luminosos de ayuda a la aproximación y aterrizaje**: Aquellos cuya infraestructura externa a la aeronave está constituida por agrupamientos de luces que suministran la información de navegación mediante su disposición sobre el terreno y la utilización de códigos de colores. En este caso, no existe un dispositivo de a bordo específico, siendo el piloto de la aeronave quien debe interpretar la información proporcionada por los elementos luminosos.

Sistemas Espaciales

Aquellos cuya infraestructura externa a la aeronave está constituida por una red de satélites que suministran la información de navegación mediante su codificación y emisión en señales de radiofrecuencia. Estas señales son captadas y decodificadas por el equipo de a bordo del sistema, proporcionando al piloto los datos de posición y guiado.

Estos sistemas, también denominados GNSS (Global Navigation Satellite Systems), tienen la ventaja de proporcionar una cobertura global en toda la superficie terrestre.

2.4. SISTEMA DE NAVEGACIÓN AÉREA CONVENCIONAL

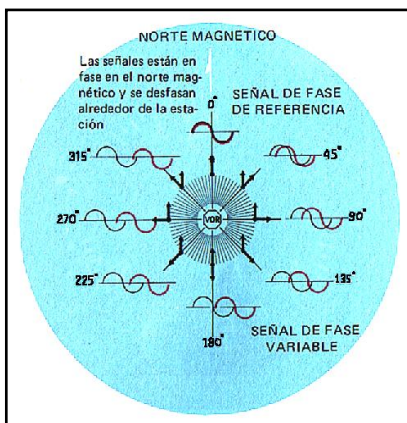
En este apartado se realiza una descripción de los diferentes sistemas que más se utilizan para navegación, aproximación y aterrizaje hasta el presente. Los sistemas de navegación GNSS se desarrollan en el capítulo 3 por ser los que se estudian en ésta investigación.

2.4.1. Sistema azimutal: VOR

El VOR es un sistema de navegación basado en una serie de balizas o radiofaros que transmiten una señal omnidireccional en VHF y nos permiten conocer el azimut de nuestra posición respecto de la baliza. Las siglas VOR corresponden al acrónimo de *Very High Frequency Omnidirectional Range*, que significa “Radiofaro VHF Omnidireccional”.

Este sistema, desarrollado en los Estados Unidos por el *Washington Institute of Technology* en los años 40 y poco más tarde adoptado como estándar para la navegación por la OACI (Organización de Aviación Civil Internacional) hasta el desarrollo de la Navegación de área, ha sido el sistema más empleado en todo el mundo para la navegación aérea. Este sistema, que opera junto con el DME (*Distance Measurement Equipment*) es la base para la navegación en corta y media distancia, y constituyen los vértices de las líneas poligonales que determinan las aerovías para la navegación convencional [US Federal Radionavigation 2008].

Los sistemas VOR constan de una instalación en tierra, con un emisor y una antena y una instalación a bordo de la aeronave, compuesta por una antena, un receptor, un servoamplificador y un indicador. La antena VOR de la estación emite una señal de radiofrecuencia VHF en todas direcciones, que es recibida por el equipo VOR de cualquier aeronave que se encuentre dentro del rango de alcance (máx. unos 240 km) y tenga sintonizada la frecuencia de dicha estación (que puede variar de 108 a 118 MHz modulada en AM).



El VOR emite un número infinito de haces que pueden verse desde la estación, como si fueran radios de una rueda. Estos haces son conocidos como radiales y se identifican por su marcación magnética de salida de la estación. Si bien los radiales son infinitos, el equipo de a bordo sólo es capaz de diferenciar 360 de ellos.

El norte magnético es el punto de referencia para medir la diferencia de fase entre las dos señales. En el norte magnético las dos señales están exactamente en fase.

Fig 5. Esquemas de fases de señal del sistema VOR [AENA]

La diferencia de fase entre las dos señales la mide electrónicamente el receptor de a bordo, identificando así la posición del avión con respecto a la estación de tierra. Cada grado de variación de fase entre las señales representa un grado de variación de posición del avión.



Fig 6. Instalación DVOR/DME [fuente:AENA]

Uno de los problemas de este sistema es que se producen ciertas zonas ciegas donde la señal es nula. A estas zonas se les llama “conos de silencio”, y se encuentran localizadas sobre la estación. Cuando la aeronave la está sobrevolando, no recibirá ningún tipo de señal. La amplitud de la zona de silencio, debido a su forma de cono invertido, se incrementa con la altura, tal y como se ve en la figura 7.

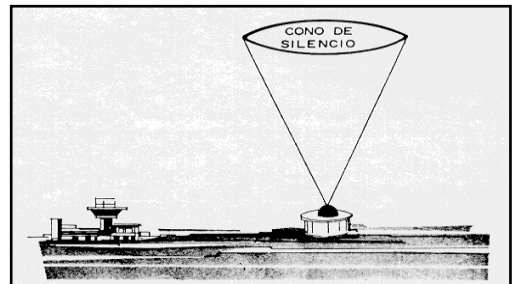


Fig 7. Esquema de cono de silencio. [fuente:AENA]

El piloto dispone en cabina de un indicador VOR donde muestra al piloto su situación con respecto a la estación de tierra en cualquier momento, con la suficiente claridad y precisión para que el piloto pueda mantener la aeronave sobre una ruta determinada.



Fig 8. Indicador VOR de pilotaje [fuente:AENA]

Para operar con los indicadores VOR, se debe en primer lugar sintonizar la frecuencia de las radiobalizas que nos interesen, y en segundo lugar seleccionar el radial que queremos seguir o intersectar. En la figura 9 se puede observar el posicionamiento de una aeronave mediante la intersección de dos radiales; en las esquinas de la figura aparecen las lecturas que dan los dos indicadores VOR de abordo.

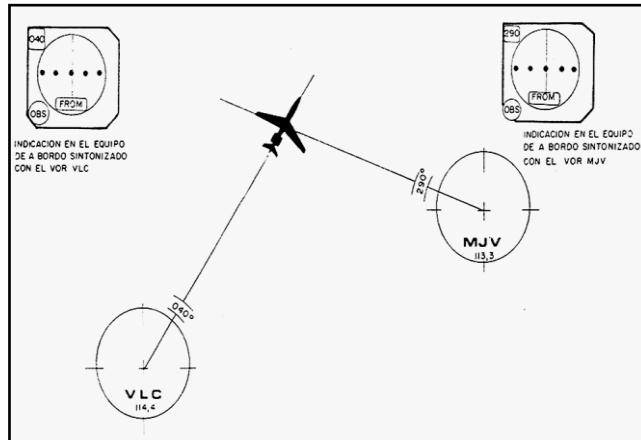


Fig 9. Ejemplo de posicionamiento por intersección de señal VOR. [fuente:AENA]

2.4.2. Sistemas distanciométricos: DME.

Es parte del sistema TACAN (*Tactical Air Navigation*) y fue desarrollado por las Fuerzas Aéreas Norteamericanas. Consta de dos sistemas: el sistema de transmisión direccional, que permite determinar el azimut de situación de la aeronave, y el sistema de radar secundario que proporciona la distancia que separa la aeronave de la estación. [US Federal Radionavegation 2008].

De estos dos sistemas el sistema azimutal está vetado para la aviación civil, estando limitado su uso a la aviación militar. El funcionamiento de este sistema es similar al del VOR, con la diferencia de que el TACAN consigue una mayor precisión al utilizar una portadora de frecuencia mayor (en la frecuencia del radar) y transmitir la onda en forma de impulsos en vez de continua como el VOR.

La aviación civil, por tanto, hace uso únicamente de la función distancia del TACAN, con el nombre de DME (*Distance Measurement Equipment*). El DME es un sistema medidor de distancias que consiste en un radar y que se utiliza para completar al VOR.

Su funcionamiento se basa en la medida del tiempo entre la interrogación iniciada por la aeronave y la respuesta generada por el equipo de tierra. Este sistema funciona en UHF, lo que supone que no se verá influenciado por los parásitos atmosféricos, pero le aporta el inconveniente de que la portadora no alcance más allá de

las 200 MN para un avión a gran altitud, lo que le convierte en un sistema de radionavegación para media y corta distancia.

A efectos de navegación, tenemos que tener en cuenta que la lectura que proporciona el indicador del DME es la distancia geométrica y no la distancia reducida. Por lo tanto, cuando al pasar por encima de la baliza la lectura corresponderá a la distancia vertical de la aeronave sobre la radiobaliza.



Fig 10. Detalle de Instalación VOR/DMA [fuente:AENA]

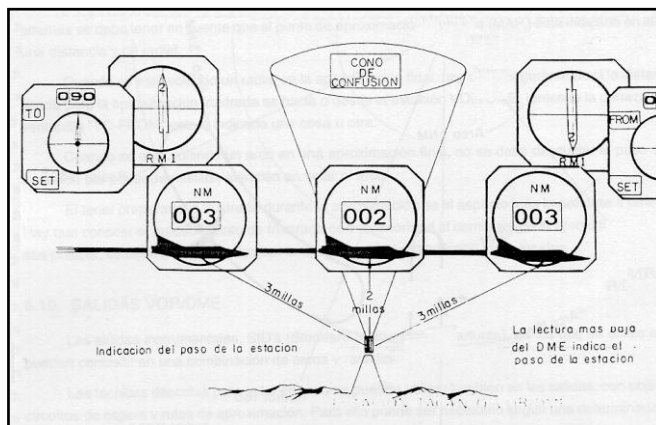


Fig 11. Esquema de lecturas al paso por radiobaliza [fuente:AENA].

2.4.3. El ILS (Instrument Landing System)

Es el sistema más extendido y fue adoptado por la OACI (Organización de Aviación Civil Internacional) en mayo de 1949 como ayuda reglamentaria para la aproximación final y el aterrizaje, manteniéndose desde entonces en la vanguardia de los sistemas radioeléctricos de navegación aérea de uso internacional y en constante perfeccionamiento.

Está formado por tres subsistemas que transmiten energía al espacio, proporcionando diagramas de radiación direccionales que permiten fijar la posición de la

aeronave en azimut, elevación, y suministrar marcas de distancia a 300, 1000 y 7000 m. Los tres subsistemas que constituyen el ILS son los siguientes [Corbasí 1998]:

1.- El localizador

Permite situar la aeronave en el plano vertical que contiene al eje de la pista. Trabaja en la banda de 108-112 MHz (compartida con el VOR) y es modulada en amplitud por dos señales de 90 y 150 Hz.

Este subsistema está formado por un conjunto de dipolos (de 12 a 24) que transmiten energía electromagnética y generan un diagrama de radiación tal que la profundidad de modulación de las señales es función de la posición del receptor con respecto al plano vertical que contiene el eje de la pista.

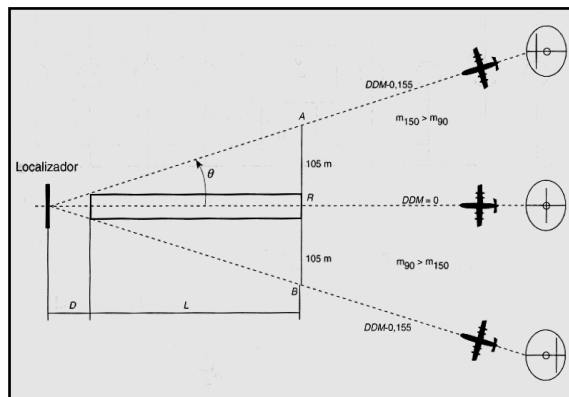


Fig 12. Esquema de localización con ILS [fuente:Corbasí].

El localizador se instala en el eje de la pista, a una distancia aproximada de unos 300 m., de tal forma que el centro de la antena coincida con el eje de la pista. La cobertura nominal del localizador es de 25 millas en un sector comprendido entre los $\pm 10^\circ$.

2.- La senda de descenso

Indica la trayectoria de planeo que debe seguir el avión hasta el umbral de la pista. Esto se consigue mediante una antena que se instala desplazada del eje de la pista entre 120 y 180 m. y a una distancia del umbral de la pista que dependerá del ángulo de la senda de descenso. La frecuencia está comprendida entre 328,6 y 335,4 MHz.

La antena está constituida por dos dipolos provistos de un reflector que limitan la radiación hacia atrás y están instalados en un mástil vertical. La señal recibida por el receptor de la aeronave es la suma vectorial de las señales radiadas directamente por las antenas y por las señales reflejadas por el terreno. Para ello el terreno de reflexión debe ser lo más plano posible.

La figura 13 representa la radiación de las dos antenas reales y el efecto de la reflexión en el terreno, que es equivalente a la radiación de dos antenas virtuales que radian con la misma intensidad que las reales, pero con una inversión de fase de 180° .

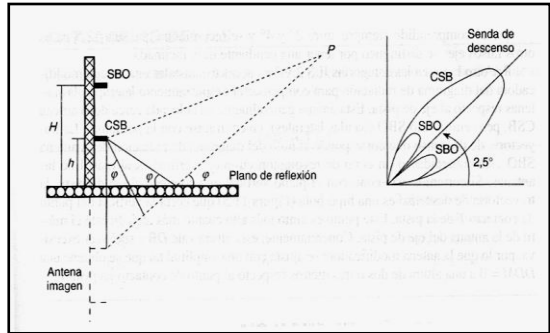


Fig 13. Esquema reflexión de antenas ILS [fuente:Corbasí].

3.- Las radiobalizas

El tercer subsistema del ILS está constituido por las radiobalizas, cuyo objetivo es proporcionar información de distancia al umbral de la pista de aterrizaje, no precisamente de forma continua sino en ciertos puntos de la trayectoria.

Estas radiobalizas o “markers” son transmisores de VHF que generan y transmiten energía de radiofrecuencia según haces verticales muy estrechos, de modo que la recepción a bordo de esta energía indique que la aeronave está sobre la vertical del sistema radiante a que corresponde. Su diagrama de radiación está entre los $\pm 40^\circ$ en el sentido de aproximación y $\pm 80^\circ$ en el sentido transversal, formando, por tanto, una elipse cuyo eje mayor coincide con la transversal al sentido de aproximación.



Fig 14. Imagen de radiobalizas de ILS [fuente:AENA].

Se disponen tres radiobalizas alineadas con el eje de la pista que operan a 75 MHz y transmiten una potencia de unos 2 vatios y la portadora está modulada por una señal de identificación que las distingue:

-Radiobaliza OM (*Outer Marker*): Es la más distante. Está a unos 7 kilómetros del punto de contacto y está modulada con una señal de 400 Hz para dar una marcación de dos rayas por segundo.

-Radiobaliza MM (*Middle Marker*): Está situada a 1 kilómetro del punto de contacto y está modulada con una señal de 1300 Hz para dar una raya cada 2/3 de segundo.

-Radiobaliza IM (*Inner Marker*): Situada a 300 metros del punto de contacto y está modulada con una señal de 3000 Hz para dar 6 puntos por segundo.

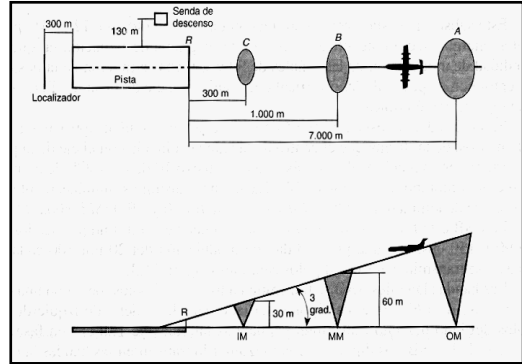


Fig 15. Esquema de situación de radiobaliza [fuente:Corbasí.]

Respecto al receptor ILS de abordaje, está constituido por dos agujas: una vertical (guía de alineación) y otra horizontal (guía de descenso), mientras que la situación de la aeronave está representada por la intersección de dos líneas de “cero” vertical y horizontal. El guiado de la aeronave se realizará, por tanto, maniobrando esta de forma que las agujas se intersecten en el centro del reloj.

2.4.4. EL MLS(Microwave Landing System)

Es un sistema más versátil y moderno que el anterior, pero menos extendido. Gradualmente va reemplazando al ILS. El MLS ofrece la misma integridad y continuidad que el ILS y además [Corbasí 1998]:

- Información completa en las tres coordenadas.
- Cobertura angular amplia (en azimut y en elevación).
- Implementación fácil debido al reducido tamaño de sus antenas.
- Presencia de enlace de datos tierra-aire.

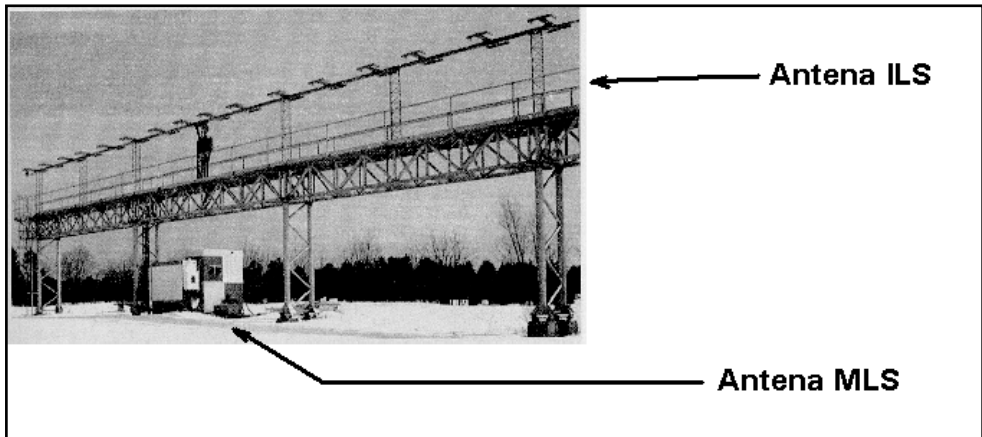


Fig 16. Imagen comparativa de sistemas ILS y MLS [fuente:Corbasí].

El MLS instalado a lo largo de una pista suministra a la aeronave la posición con relación a la pista y permite el aterrizaje en condiciones de mala visibilidad. Los datos recibidos por el piloto son:

- Acimut con relación al eje de la pista.
- Elevación en ángulo con relación a la pista.
- Distancia respecto a un punto de la pista.

Con estos datos el MSL permite realizar la aproximación con cualquier trayectoria, incluso en curva. La OACI otorga a este sistema una precisión simple para cualquier aeropuerto, mientras que en el ILS su precisión está asociada para cada visibilidad (categorías I,II o III).

El sistema consta de cinco radiofaros y una estación central. Cada función del MLS se transmite por una antena diferente, azimut, elevación, azimut posterior, enderezamiento y distancia medida con DME de precisión.

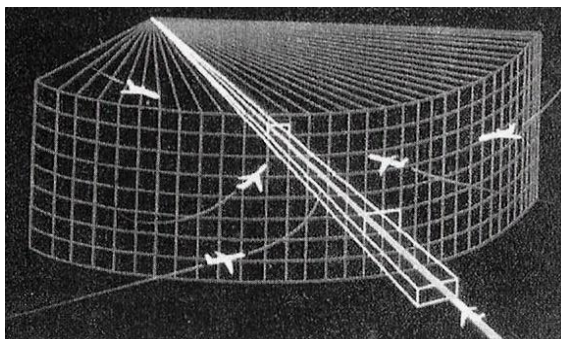


Fig 17. Diferencia entre sector de aproximación por sistema ILS o MLS [fuente:Corbasí].

2.4.5. EL PAR(Precision Approach Radar)

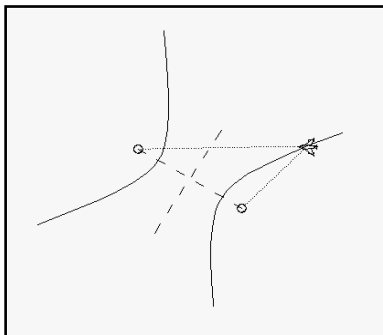
Es el más primitivo y, a diferencia de los anteriores, que reciben información instrumental, en este es transmitida directamente al piloto por radio. Está basado en un sistema de radar primario tridimensional con localización telemétrica, azimutal y cenital. Tienen un alcance de 10- 20 millas y es más utilizado por el ejército, ya que otros sistemas como el ILS pueden servir de orientación para hacer blanco. Es un sistema menos utilizado para aviación civil.



Fig 18. Sistema de Radar de aproximación [fuente:AENA].

2.4.6. Sistemas Hiperbólicos (LORAN, DECCA, OMEGA)

Se mide la diferencia de distancias a dos transmisores. El lugar geométrico de la situación será una hipérbola; la intersección de dos hipérbolas, como en el caso anterior, da dos posibles soluciones; una de ellas se rechaza también por estima.



Como no podía dejar de ser, estos sistemas también son un legado bélico, pues aparecieron al comienzo de los años 40 durante la Segunda Guerra Mundial, aplicando la técnica de impulsos-tiempos, y evolucionando posteriormente para desaparecer al fin, dejando como fruto de su existencia el **LORAN**, muy empleado para la navegación aérea de larga distancia.

Fig 19. Esquema de posicionamiento hiperbólico [fuente:Corbas].

Es en Inglaterra donde aparece otro sistema hiperbólico, el **DECCA**, de muy altas cualidades operacionales, pero que no se consiguió imponer por causa de su complicación geométrica y analítica, y por la fuerte competencia del VOR.

El último de estos sistemas es el **OMEGA**, desarrollado en EE.UU. principalmente para la marina. Su implantación terminó a finales de septiembre de 1997.

De todos estos sistemas hiperbólicos, el único que tiene garantizada la supervivencia y desarrollo es la última versión del LORAN, denominada **LORAN-C**. Este sistema, muy utilizado por la marina, fue desarrollado por el Departamento de Defensa de los EE.UU. y pasó a manos civiles en 1974.

El LORAN-C debe su supervivencia al hecho de estar siendo utilizado para transmitir correcciones diferenciales GPS moduladas en su señal, gracias a la amplia cobertura de sus transmisores. El hecho de operar en una baja frecuencia, de 100 kHz, le confiere una cierta estabilidad a su señal que permite ser usada como referencia de tiempos, a la vez que asegura su extensa cobertura.

Este sistema integrado de LORAN-C y DGPS en Europa recibe el nombre de **Eurofix**, que está en vías de implantación y está siendo desarrollado para que también pueda soportar la señal de la futura constelación europea Galileo.

2.4.7. Sistema de navegación autónomo DOPPLER

Independiente de esta clasificación por su peculiaridad, está el sistema DOPPLER que es un sistema de navegación autónomo que no necesita ayuda de instalaciones en tierra para su funcionamiento. El sistema efectúa automáticamente los cálculos de la posición del móvil a partir de la posición inicial de este y de la integración de la velocidad obtenida con la ayuda del efecto Doppler (cambios en la frecuencia de las ondas cuando existe un movimiento relativo del foco emisor respecto del receptor). Este sistema se viene utilizando desde 1955 para la aviación militar y desde 1962 muchas aerolíneas internacionales lo han estado utilizando en la navegación transoceánica.

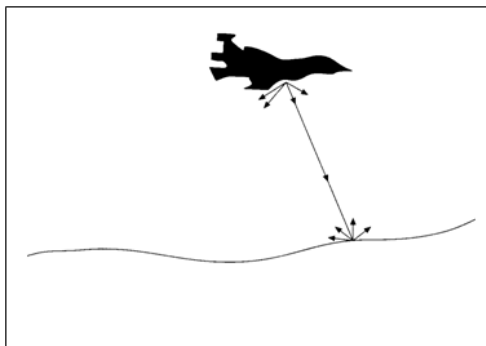


Fig 20 . Esquema de posicionamiento Doppler [fuente:Corbasi].

2.4.8. Sistemas Inerciales (IMU)

Se trata de un sistema de navegación autónomo, aunque como veremos en el capítulo siguiente actualmente se está utilizando en combinación con sistema espaciales como aumentación ABAs. La base de la navegación inercial son las leyes de movimiento de Isaac Newton, datando su aplicación para la navegación de 1940. Los elementos esenciales de la navegación inercial son [Corbasí 1998]:

- Los acelerómetros, que miden la aceleración del móvil.
- Los giróscopos, que nos ayudaran a mantener la dirección del móvil.
- La plataforma inercial, que sirve de soporte a los dos anteriores y sobre la cual se define el triedro de referencia.
- Un ordenador que integra los datos de aceleración y calcula las velocidades y distancias recorridas en el sistema de referencia.



Fig 21. Sistema inercial [Fuente ASC].

2.5. NAVEGACIÓN DE ÁREA

Para introducirnos en el moderno concepto “Navegación de Área” (RNAV ó aRea NAVigation) se hará un pequeño repaso de cómo ha sido el desarrollo de los sistemas de Navegación y de la organización del espacio aéreo.

En los primeros años de la aviación, los pilotos navegaron en contacto con el terreno y eran responsables de guardar su propia separación con otras aeronaves y con el terreno. La aparición de la navegación por instrumentos (o vuelo sin visibilidad) con el fin de poder efectuar el vuelo independientemente de las condiciones meteorológicas, creó la necesidad de conocer la posición de los obstáculos del terreno respecto a las ayudas radioeléctricas instaladas en tierra (NDB, VOR, TACAN, etc.), así como de coordinar los vuelos en el espacio aéreo. El incremento constante del tráfico hasta nuestros días ha traído consigo la definición actual del espacio aéreo controlado aceptada por todo el mundo. En base a una serie de ayudas radioeléctricas, se establecen las rutas instrumentales o aerovías, que unen las zonas de control entre sí. Donde la densidad de tráfico lo aconseja, se agrupan varias zonas de control dentro de un Aérea Terminal de Control (TMA), en la que confluyen varias aerovías y se establecen rutas de afluencia de tráfico que comunican estas aerovías con cada zona de control en particular. Dentro del espacio aéreo controlado, se definen una serie de reglas de vuelo para el vuelo por instrumentos (IFR, Instrumental Flight Rules), que se han de cumplir; pero la

responsabilidad de mantener la separación entre aeronaves corresponde a los Servicios de Control de Tránsito Aéreo (ATS) [OACI 2008].

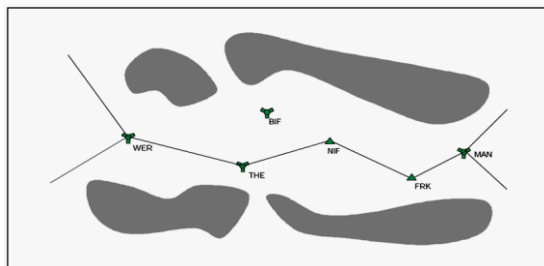


Fig 22. Procedimiento de vuelo convencional [fuente:OACI 2008].

Por lo tanto, las aeronaves utilizan las mismas rutas y reportan su posición en puntos predeterminados; según este planteamiento, parece sencillo que los servicios de control puedan coordinar los tráficos en base a unos tiempos determinados de sobrevuelo de los puntos de notificación y al tener a su disposición la gama de altitudes de que dispone una ruta. Sin embargo, el continuo crecimiento del tránsito aéreo y las previsiones de aumento de la demanda, muestran que esa estructura de red de rutas ATS resulta claramente ineficaz para gestionar la capacidad disponible de espacio aéreo y además satisfacer las expectativas de los usuarios en términos de mayor flexibilidad operacional, puntualidad y reducción de costes a los operadores. De igual modo, este sistema de rutas tampoco permite explotar las nuevas tecnologías de equipos de navegación aérea.

Las anteriores consideraciones justifican la necesidad de desarrollar una estrategia que permita la introducción de nuevos conceptos para la operación en el espacio aéreo, mientras se mejora la calidad de servicio ATS y los niveles de seguridad asociados.

La Navegación de Área o RNAV permite la planificación y diseño de rutas no apoyadas en ayudas a la navegación convencionales, proporcionando una mayor capacidad y flexibilidad en la utilización del espacio aéreo disponible y un claro beneficio a los usuarios con trayectorias más directas, ahorro de combustible, etc.

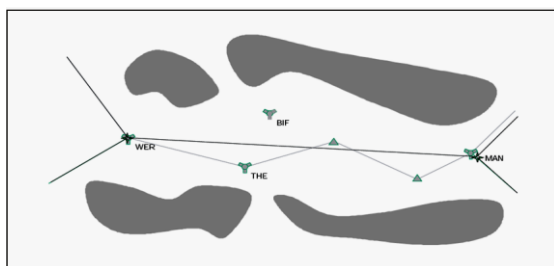


Fig 23. Procedimiento de vuelo por RNAV. [fuente:OACI 2008]

El concepto RNAV implica que es necesario que a bordo de la aeronave se instale una aviónica especial, donde se llevan a cabo una serie de cálculos complejos de navegación. Estos cálculos son el producto de la información recibida a bordo, a través de diferentes sensores de navegación, bien de sistemas autónomos (Inercial, Doppler), de la información recibida de señales radioeléctricas (VOR, DME, LORAN-C, GNSS, etc.), o una combinación de ambas. Dichos cálculos se realizan en tiempo real y con la precisión necesaria para cumplir con los niveles de actuación de navegación requeridos (RNP, Required Navigation Performance) en un espacio aéreo determinado.

En 1985 los participantes en la 7ª Reunión Regional Europea de Navegación Aérea recomendaron adoptar el concepto de Navegación de Área como el futuro sistema de navegación dentro de la región EUR de la OACI.

La Navegación de Área (RNAV) se define como “un método de navegación que permite la operación de aeronaves en cualquier trayectoria de vuelo deseada, ya sea dentro de la cobertura de las ayudas a la navegación (VOR/DME, DME/DME, LORAN-C, GNSS), dentro de los límites de las prestaciones de sistemas autónomos (INS/IRS), o de una combinación de ambas posibilidades” (Doc. OACI 9613 - AN 937: “Manual on Required Navigation Performance, PBN”).

Este método de navegación permite [Martínez Vadillo 2010]:

- a) Flexibilidad en el diseño de la estructura de rutas ATS.
- b) Reposicionamiento de las intersecciones de las aerovías.
- c) El establecimiento de rutas más directas entre aeropuertos de salida y de llegada, a fin de reducir las distancias de vuelo y mejorar el ahorro de combustible.
- d) El establecimiento de rutas dobles o paralelas a lo largo de itinerarios básicos.
- e) El establecimiento de rutas de alternativa para aeronaves que sobrevuelan áreas terminales de gran densidad.
- f) El establecimiento de rutas óptimas de llegada y salida (ver figura 26).
- g) Mejora de los perfiles de descenso.

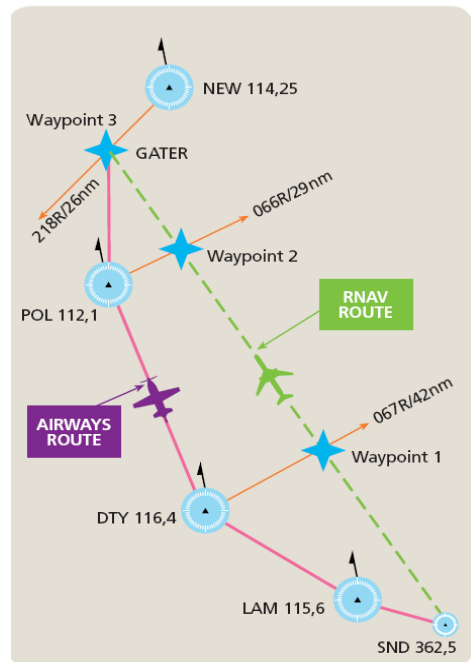


Fig 24. Comparativa de rutas Airways y RNAV [fuente:Vadillo2010].

- h) Uso más eficiente del espacio aéreo disponible, con rutas más flexibles y aplicación del concepto FUA (Uso Flexible del espacio Aéreo).
- i) Optimización de la infraestructura basada en tierra.
- j) La elección de lugares óptimos para los circuitos de espera.
- k) El establecimiento de rutas de alternativa previamente designadas, pero utilizadas sólo a iniciativa del ATC para acelerar el movimiento del tránsito.
- l) Beneficios medioambientales: menores emisiones gaseosas de las aeronaves, debido a la optimización de las trayectorias, y menor impacto acústico gracias a la modificación de las rutas de salida y llegada.

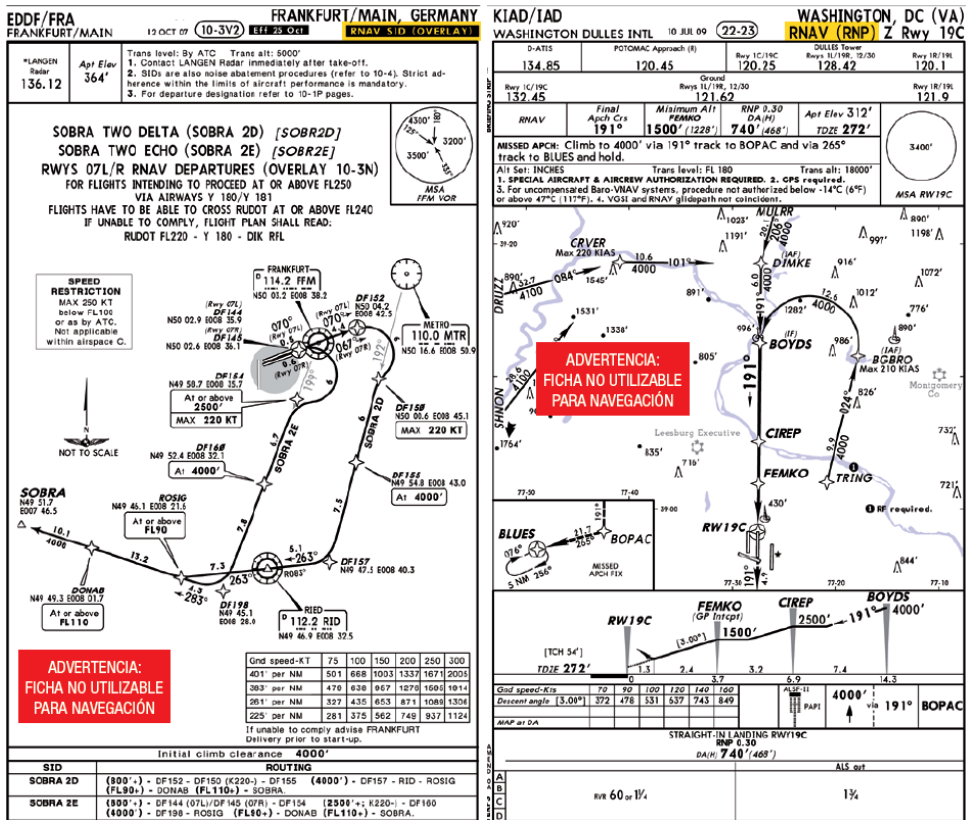


Fig 25. Ejemplo de rutas optimas de llegada y salida de aeropuerto [fuente:Vadillo2010].

Para la determinación de la posición de la aeronave por los equipos RNAV de abordaje, los datos de entrada pueden ser obtenidos de los siguientes sistemas de navegación:

- DME/DME
- VOR/DME
- IRS/INS (con limitaciones de uso)
- LORAN-C (con limitaciones de uso)
- GNSS (con limitaciones de uso)

Existen tres tipos de RNAV en función de las prestaciones que pueden proporcionar los sistemas:

- RNAV 2D: Con capacidad para proporcionar posicionamiento y guiado en el plano horizontal.
- RNAV 3D: Con capacidad para proporcionar posicionamiento y guiado en el plano horizontal y vertical.
- RNAV 4D: Con capacidad 3D y para proporcionar previsiones de tiempo de vuelo entre puntos de la ruta.

La OACI ha introducido un nuevo concepto para definir los requisitos de equipo especificando los requisitos de funcionamiento, la denominada Navegación Basada en el Performance ó Rendimiento (PBN) [ICAO 2008]. En concreto, se define como el rendimiento de sistemas RNAV en aeronaves y estos se definen en términos de precisión, integridad, disponibilidad, continuidad y funcionalidad, que son necesarios para las operaciones a realizar en un determinado espacio aéreo. Así tenemos que PBN es el conjunto de infraestructuras para navegación (convencionales y GNSS) más las especificaciones necesarias para navegación (tanto RNAV como RNP) en un determinado procedimiento de navegación.

Actualmente se está sustituyendo la terminología de operaciones con RNAV por la de requisitos operacionales RNP (Required Navigation Performance) que afectarán a todos aquellos aspectos que repercutan en la operación (tipo de espacio aéreo, equipos de a bordo, sistemas de ayuda, etc.)

2.5.1. Requisitos operacionales de un sistema de navegación de área (RNP)

La mayor parte de los requisitos de la Aviación Civil presentan un carácter operacional, inciden directamente en las prestaciones que se desean obtener y, por tanto, condicionan el diseño de los nuevos sistemas de navegación. Los sistemas RNAV y RNP son similares. La diferencia clave es que el segundo requiere de la supervisión a bordo de la performance y alerta.

Estos requisitos se determinan partiendo de un objetivo global de seguridad especificado, el cual se traslada, en el dominio de la navegación, al denominado **concepto RNP**, definido por OACI como una declaración de las “prestaciones necesarias para operar dentro de un espacio aéreo determinado”. Asociado al concepto RNP, se define una región de confinamiento alrededor de cada trayectoria y cada fase de vuelo.

Dicha región puede visualizarse como una secuencia de ventanas que debe atravesar la aeronave de forma satisfactoria. Se trata pues, de diseñar la aeronave y el sistema de navegación de tal modo que ésta no abandone de manera involuntaria la región de confinamiento, siendo los parámetros RNP aquellos requisitos necesarios para mantener dicha aeronave dentro de la región.

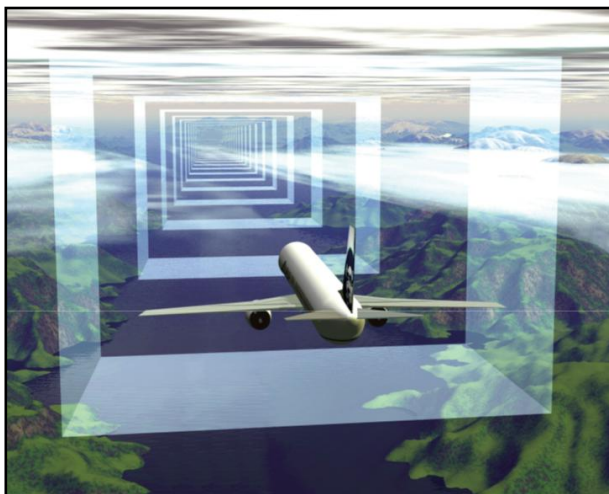


Fig 26. Esquema de espacio aéreo confinado [fuente:OACI2008].

Los tipos de RNAV ó RNP para las operaciones oceánicas, remotas, en ruta y área terminal se identifican mediante un solo valor de precisión de navegación lateral, en NM, que se espera sea alcanzada en el 95 % del tiempo de vuelo de la aeronave. Este valor es definido como precisión de prestación mínima de navegación requerida dentro de un espacio aéreo determinado (p.ej.: RNP-10, RNP-5, RNP-1. RNAV-1).

Los tipos de RNP para las operaciones de aproximación, aterrizaje y salida se definen añadiendo al prefijo RNP un sufijo abreviado APCH ó AR APCH.

Aunque algunos tipos de RNP contienen solamente la especificación de precisión de la navegación lateral, otros tipos también incluyen especificaciones de prestación vertical, así como los demás requisitos de performance incluidos en las especificaciones de navegación.

Así por ejemplo, denominación RNAV-1 se refiere a una especificación RNAV que incluye un requisito de precisión de navegación de 1 NM entre muchos otros. Aunque la denominación RNAV-1 podría insinuar que 1 NM (lateral) de precisión en la navegación es el único criterio de performance requerido, este no es el caso. Como todas las especificaciones de navegación, la denominación RNAV-1 incluye todos los requisitos del sistema de navegación de la aeronave y de la tripulación de vuelo contenidos en el manual para la navegación basada en performance de la OACI.

Los tipos de RNP/RNAV se definen en el Doc 9613-AN/937 "Manual on Required Navigation Performance (RNP)" de OACI [OACI 2008].

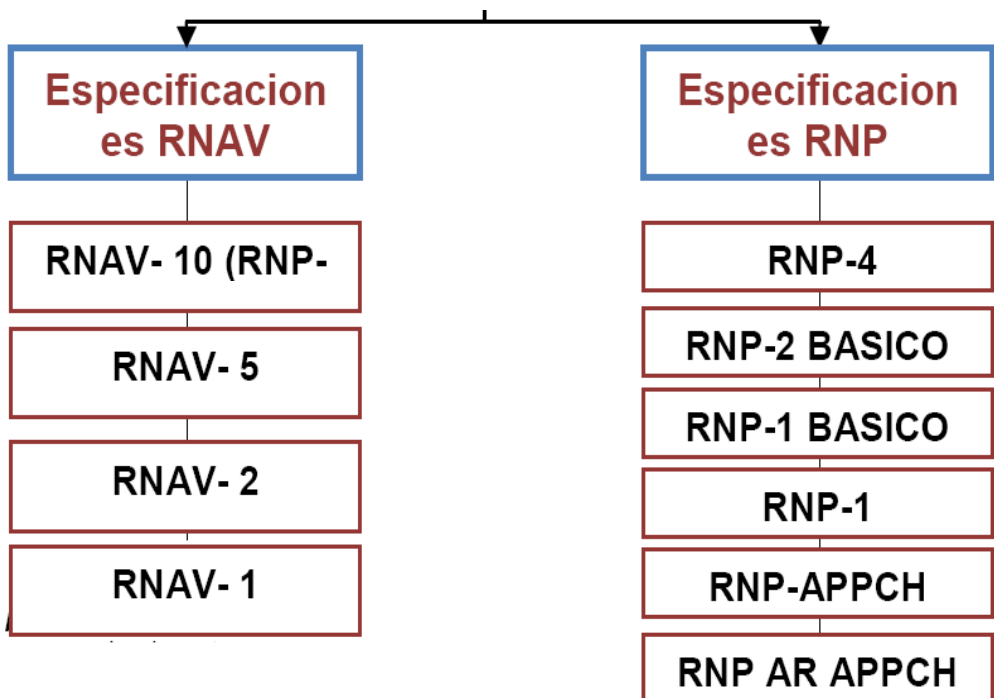


Fig 27. Denominación de RNAV/RNP [fuente:OACI2008].

Los parámetros que definen las prestaciones necesarias para operar en un espacio aéreo determinado o RNP son [OACI 2008]:

- **Precisión**. Es una característica física intrínseca al sistema de navegación, y es la primera que se evalúa para certificarlo. Suele definirse como la diferencia entre la posición estimada y la posición real, y se expresa de forma estadística como un determinado percentil en la distribución de errores. Normalmente con un 95% de probabilidad.
- **Integridad**. Medida de la confianza que valora la exactitud de la información suministrada por el sistema de navegación en su totalidad (p.ej.: precisión de navegación). La integridad incluye la capacidad del sistema para proporcionar a tiempo alertas que adviertan cuándo el sistema no debe ser utilizado para una determinada operación. El riesgo de integridad (HMI) es la probabilidad de que el sistema no detecte un error enviando información engañosa al usuario. En este contexto, el tiempo de alerta viene definido como el máximo periodo de tiempo transcurrido entre la ocurrencia de un fallo (p.ej.: un parámetro fuera de tolerancias) y la notificación al usuario de que dicho fallo ha ocurrido. Es importante que el sistema de navegación proporcione avisos de error en tiempo real.
- **Continuidad**. Capacidad del sistema para realizar su función (p.ej.: proporcionar la precisión demandada con la requerida integridad) en ausencia de interrupciones no programadas. En términos RNP, la continuidad no es más que un tiempo medio entre interrupciones no programadas de disponibilidad. De esta forma, para garantizar todas las prestaciones del sistema, se debe tener el control del mismo. Esto hace que los países sin su propio sistema de navegación por satélite no puedan garantizar dichas prestaciones.
- **Disponibilidad**. Probabilidad de que el sistema de navegación y las funciones de detección de fallos proporcionen la precisión de señal cumpliendo los valores de integridad y continuidad para la operación deseada. Suele expresarse como un porcentaje de tiempo, evaluado sobre largos periodos (p.ej.: 1 año), en el que el servicio se encuentra disponible al tener en cuenta tanto las interrupciones planeadas como las no planeadas. El sistema debe garantizar un funcionamiento óptimo en un porcentaje de tiempo entre el 95% y el 99% independientemente del tipo de aplicación a realizar.

2.5.1.1. Error de navegación y alerta

Se analizan las fuentes de error asociadas para determinar la calidad de la información de posición RNAV/RPN y los requisitos asociados de vigilancia. Los errores en navegación se descomponen como sigue [ICAO 2008]:

Navegación Lateral

Los diferentes errores que afectan a la navegación se suponen independientes y de distribución gaussiana, por lo que se puede determinar el error de navegación sin más que realizando la composición cuadrática con la siguiente expresión:

$$E_{TOTAL} = \sqrt{(PDE)^2 + (NSE)^2 + (FTE)^2}$$

donde:

PDE es el error en la definición de la trayectoria

NSE es el error del sistema de navegación

FTE es el error del piloto

Como ya se ha indicado, uno de los requisitos operacionales RNP es que exista una vigilancia y alerta en las diferentes operaciones. Los requisitos de vigilancia y alerta para RNP-4, RNP-1 y RNP APCH deben de incluir las siguientes condiciones:

- Supervisión de que la Precisión cumpla con el 95% el Error total.
- Supervisión de la performace: el avión, o la combinación piloto avión deben supervisar el sistema y proporcionar una alerta cuando no se cumplan requisitos.
- Supervisión de fallos de la aeronave.
- Supervisión de fallos de señal en el espacio.

En el apartado de procedimientos de navegación aérea resumiremos en una tabla los requisitos necesarios para cada tipo Performace, aunque de forma general se puede hablar de procedimientos básicos o de precisión, tal y como se definen a continuación [Martínez Vadillo2011]:

Prestaciones del equipo RNAV Básico (B-RNAV)

Para las operaciones B-RNAV, los sistemas de navegación que soportan este tipo de navegación son: VOR/DME, DME/DME, IRS (Sistema Inercial de Referencia), o INS (Sistema Inercial de Navegación), LORAN-C ó GNSS (los equipos B-RNAV que usan estos tres últimos sensores tienen limitaciones operacionales, según se especifica en la JAA TGL-2). Los requisitos de actuación establecen una precisión de mantenimiento de la trayectoria igual o superior a **±5 NM** durante el **95 por ciento** del tiempo de vuelo. Este valor incluye el valor de la fuente de la señal, el error de receptor embarcado, el error del sistema de presentación en cabina y el error técnico de vuelo. Esta precisión es comparable con la que puede conseguirse mediante técnicas de navegación convencional en rutas ATS definidas por VOR/DME, cuando los VOR mantienen una separación inferior a 100 NM.

La capacidad para alcanzar los niveles de actuaciones de navegación en un espacio aéreo determinado dependen, no sólo de la precisión y funcionalidad del equipo de navegación, sino también de la cobertura de las ayudas de navegación y la precisión que ofrecen los sistemas de referencia geográficos (coordenadas de posición), establecidos en el espacio aéreo de operación.

Prestaciones del equipo RNAV de Precisión (P-RNAV)

Para las operaciones P-RNAV, los sistemas de navegación que soportan este tipo de navegación son: VOR/DME, DME/DME, IRS (sistema inercial de referencia) o INS (sistema inercial de navegación) y GNSS (los equipos P-RNAV que usan estos dos últimos sensores tienen limitaciones operacionales, según se especifica en la JAA TGL-10). Los requisitos de actuaciones establecen una posición de mantenimiento de la trayectoria igual o superior a **±1 NM** durante el **95 por ciento** del tiempo de vuelo. Este valor incluye el valor de la fuente de la señal, el error de receptor embarcado, el error del sistema de presentación en cabina y el error técnico de vuelo.

Para hacer frente de manera decisiva a las limitaciones en Espacio Aéreo Terminal, Eurocontrol, en cooperación con los estados miembros de la CEAC y la JAA, se ha preparado un plan para la implantación de las operaciones P-RNAV allí donde los requisitos operacionales justifiquen la aplicación de la RNAV.

La RNAV de Precisión (P-RNAV) proporciona el rendimiento de navegación y la funcionalidad necesaria en los procedimientos de área terminal RNAV. Los estados de la CEAC han llegado a la conclusión de que la P-RNAV es un medio decisivo para resolver la situación actual de la RNAV en el Espacio Aéreo Terminal.

2.5.2. Implantación y evolución del RNAV en Europa

La planificación realizada por Eurocontrol y la CEAC, de acuerdo con lo establecido por OACI, es [Martínez Vadillo 2011] :

Fase 1: 1998-2005 (implantación inicial)

En ruta: Equipamiento para RNAV básica (B-RNAV) obligatorio en todo el espacio aéreo de ECAC. Los sistemas VOR quedarán disponibles como medio alternativo de navegación y para definir rutas convencionales ATS en el espacio inferior (los Estados podrán autorizar las operaciones de aeronaves en rutas domésticas del espacio aéreo inferior). La existencia de redundancia VOR permite relajar los requisitos de integridad de los sistemas B-RNAV.

Áreas Terminales: Donde sea beneficioso, las autoridades nacionales podrán definir rutas obligatorias B-RNAV TMA. Se podrán introducir otros procedimientos, incluyendo los que requieran Precisión RNAV (RNP-1 o superior). Sin embargo, seguirán siendo opcionales y se continuarán proporcionando los procedimientos convencionales.

Fase 2: 2005-2010

En ruta : Equipo RNAV en total cumplimiento con los requisitos P-RNAV/RNP1, de tal modo que se garantice el suministro del adecuado nivel de integridad de los sistemas y su funcionalidad operacional. En consecuencia, y a partir de esta fecha, se procederá a la gradual retirada de estaciones VOR, eliminando la reversión a operaciones convencionales.

Áreas Terminales: Equipos RNP-(x) RNAV que cumplan el estándar 003-93 de Eurocontrol, permitiéndose la modificación del espacio aéreo de los TMA (aplicación de la navegación 3D y posteriormente la 4D).

Existe potencial para incrementar la flexibilidad del diseño del espacio aéreo y para reducir los procedimientos en las áreas de espera. Para los tramos RNAV en áreas terminales se requerirá la capacidad para cumplir RNP1 o superior.

Fase : 2010+:

En la figura 28 se resume la planificación y evolución hasta 2020 de los diferentes requisitos operacionales, destacando a partir de 2010 la generación de procedimientos de aproximación y de más precisión, que se desarrollan en el siguiente epígrafe.

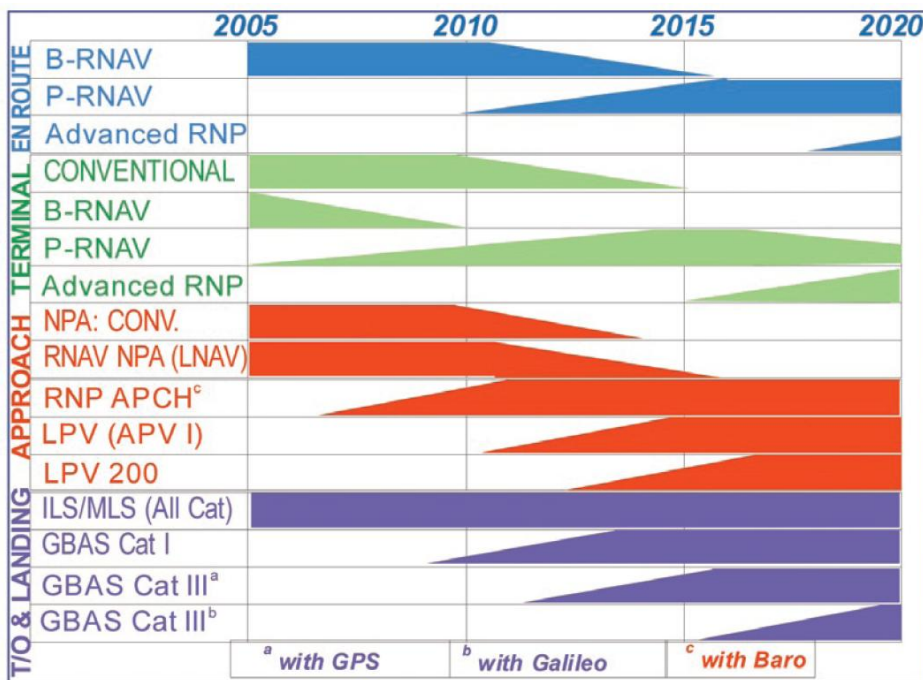


Fig 28. Gráfico de Evolución prevista de RNAV en Europa [fuente:Vadillo2011].

En España, al igual que en el resto de Estados miembros de la CEAC y Eurocontrol, se implantó las operaciones de Navegación de Área Básica (B-RNAV) el 23 de abril de 1998. En consecuencia, todas las aeronaves que sobrevuelan espacio aéreo español deben incorporar un sistema de navegación embarcado que satisfaga los requisitos para este tipo de operaciones, especificados en el Doc. 7030 de OACI Procedimientos Regionales Suplementarios (EUR. RAC sección 15).

Las autoridades nacionales están obligadas a publicar la cobertura de sus radioayudas y tener implantado el sistema de referencia geodésico WGS-84. Los fabricantes de equipos (ya sean radioayudas terrestres o sistemas embarcados), los operadores y los suministradores de bases de datos de navegación tienen la responsabilidad de asegurar que los sistemas RNAV utilizan el WGS-84 como *datum*.

Se esperaba que hasta 2010, los estados miembros de la CEAC continuaran proporcionando la infraestructura VOR/DME necesaria para posibilitar el cumplimiento de la precisión requerida del sistema en uso para operaciones B-RNAV y algunas P-RNAV. Los operadores han de ser conscientes de que el mantenimiento de sistemas VOR no estaba, en principio, garantizado más allá de 2010. A partir de entonces, la infraestructura de

radionavegación aérea disponible estará limitada a los sistemas DME y GNSS [Martínez Vadillo 2011].

Futuros desarrollos

Se espera una mayor dependencia de operaciones RNAV en los próximos diez años. Para posibilitar que la navegación RNAV se convierta en el único método de navegación y para facilitar un periodo de transición más largo hacia entornos GNSS, es esencial que los sistemas RNAV ofrezcan al menos el mismo nivel de integridad y continuidad que ofrecen los equipos existentes de navegación (por ejemplo, VOR).

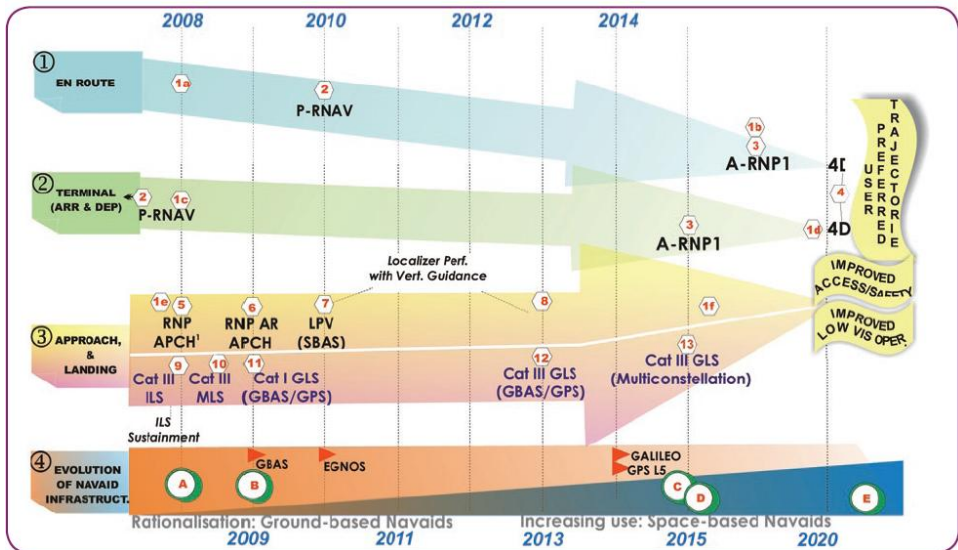


Fig 29. Evolución de Sistemas de Navegación Aérea [fuente:Vadillo2010].

2.5.3. Procedimientos en Navegación de Área (RNAV)

Navegación en ruta

En la navegación convencional, las rutas o segmentos de los procedimientos, sobrevuelan la vertical de las instalaciones que los definen. Esta situación hace que la capacidad en determinados sectores del espacio aéreo sea pequeña en comparación con la demanda existente. Para incrementar esta capacidad una de las soluciones es que el diseño de las rutas ATS (Air Traffic System) fuese menos restrictivo, es decir, salvar la necesidad de dirigirse hacia las estaciones. Se debería disponer de la posibilidad de

diseñar rutas más directas, adaptándose a las necesidades operativas reales. Esta situación es facilitada por la navegación de área (RNAV).

En la navegación de área, la aeronave puede volar en cualquier trayectoria marcada por puntos que a su vez son fijados por las distintas radioayudas, no siendo necesario el sobrevuelo de las mismas. En la siguiente figura se muestra una representación de rutas convencionales y una ruta RNAV.

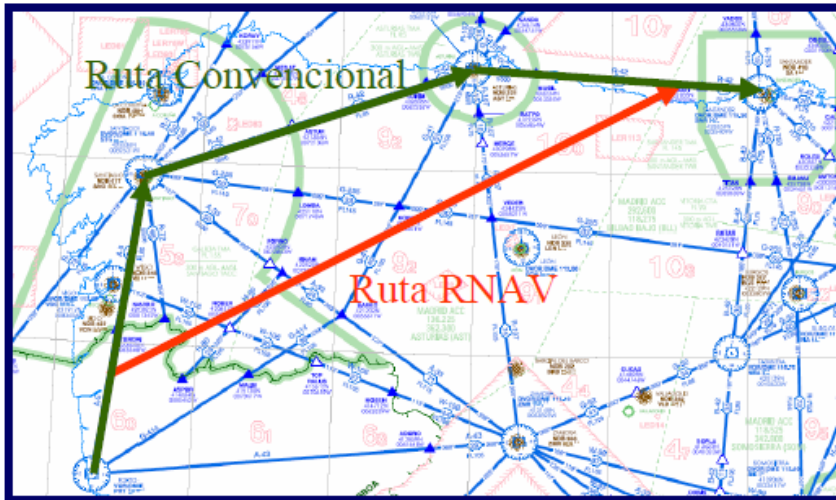


Fig 30. Navegación convencional y de área [fuente:Vadillo2010].

Los **Espacios aéreos oceánicos y continentales remotos** son actualmente servidos por dos aplicaciones de navegación, RNAV-10 y RNP-4. Ambas aplicaciones de navegación se apoyan fundamentalmente en GNSS. En el caso de la aplicación RNAV-10, ninguna forma de vigilancia ATS es requerida. En el caso de la aplicación RNP-4 si se necesita .

El concepto **Espacio aéreo en ruta continental**, se apoyan actualmente en las aplicaciones RNAV. Es designado como B-RNAV (RNAV Básica en Europa y RNP 5 en el Oriente Medio). En los Estados Unidos, una aplicación RNAV-2 soporta el concepto de espacio aéreo en ruta continental. En la actualidad, la aplicación RNAV soporta el concepto espacio aéreo continental que incluye la vigilancia por radar y comunicación directa piloto y controlador (voz).

El concepto de **Espacios aéreos terminales** existentes que incluyen llegada y salida son apoyados por las aplicaciones de RNAV. Estos se usan actualmente en Europa y los Estados Unidos. En el espacio aéreo terminal europeo RNAV la aplicación es conocida como P-RNAV (Precisión RNAV), aunque la especificación RNAV-1 comparte una exactitud de navegación común con P-RNAV, esta especificación de navegación regional no satisface todos los requisitos de la especificación RNAV-1. En los Estados Unidos el espacio aéreo

terminal, la especificación RNAV-1 es conocida como Basic RNAV (B-RNAV) y esta se ha alineado con el concepto de PBN y ahora se llama RNAV- 1. Básico-RNP 1 se ha desarrollado principalmente para la aplicación en el entorno no radar, espacio aéreo terminal de baja densidad.

Los requisitos de actuación de la señal GNSS en el espacio impuestos por la OACI para las operaciones en ruta estan resumidos en la siguiente tabla:

Operación	Precisión horizontal	Precisión vertical	Integridad	Limite de Alerta		Tiempo de alerta	Continuidad	Disponibilidad	Tipo RNP asociado
	95%	95%		Horiz.	Vert.				
En ruta oceánica o continental remota	3,7 km	N/A	1-10 ⁻⁷ /h	7.4 Km	N/A	5 min	1-10 ⁻⁴ /h a 1-10 ⁻⁸ /h	0,99 a 0,99999	20 a 10
En ruta Continental	3.7 Km	N/A	1-10 ⁻⁷ /h	3.7 Km	N/A	15 s	1-10 ⁻⁴ /h a 1-10 ⁻⁸ /h	0,99 a 0,99999	2 a 5
En ruta, Área terminal	0,74 km	N/A	1-10 ⁻⁷ /h	1.85 Km	N/A	15 s	1-10 ⁻⁴ /h a 1-10 ⁻⁸ /h	0,99 a 0,99999	5 a 1

Tabla 3. Requisitos mínimos para operaciones en Ruta [fuente:OACI2010] (elaboración propia).

Como podemos ver en la tabla anterior, no existe para estos procedimientos requisito de precisión vertical. Para cada uno de los requisitos se fija un límite de alerta a partir del cual se debe de abandonar el procedimiento en curso, por lo que podriamos incluirlos en requisitos de integridad de la señal.

Navegación de Aproximación y Aterrizaje

El final del vuelo de una aeronave comienza en la fase de la aproximación, entendiendopor tal la parte del vuelo en la que el avión realiza la transición de las condiciones de vuelo normales (vuelo de crucero) hasta el comienzo del aterrizaje. La aproximación tiene por objeto llevar la aeronave al punto de contacto de la pista en las condiciones normales requeridas para el aterrizaje.

El aterrizaje comienza en el instante de la toma de contacto del tren de aterrizaje del avión con la pista y termina cuando el avión ha reducido la velocidad lo suficiente para abandonar la pista o parar en la misma.

Cuando la visibilidad es buena y la operación de aproximación y aterrizaje es realizada con la información visual recibida, se dice que es realizada bajo las condiciones

VFR (*Visual Flight Rules*). Cuando estas condiciones no se cumplen, la aproximación y el aterrizaje se realizan bajo condiciones IFR (*Instrument Flight Rules*). La maniobra de aproximación y aterrizaje en condiciones meteorológicas adversas constituyen el obstáculo más grande para la aviación ya que los accidentes ocurren treinta veces más bajo condiciones marginales de visibilidad que bajo condiciones normales de visibilidad.

Un concepto muy importante en esta maniobra es el **Punto de decisión**, siendo el instante en el que termina la aproximación y comienza el aterrizaje; es decir, es el momento en el que el piloto se decide entre tomar tierra o a abortar la maniobra si considera que el proceso de aterrizaje no ofrece suficientes garantías de éxito. En la práctica, este subjetivo concepto se materializa por los denominados “mínimos de aterrizaje”, que son los valores mínimos admisibles de visibilidad en ese punto, y en función de ellos se establecen tres categorías que condicionarán los aterrizajes para los aviones que no esté provistos de equipos adecuados o sus pilotos no posean la calificación adecuada para esa maniobra.

Las tres categorías son:

Cat. I: Altura de decisión a 60 m. (200 pies) y alcance visual en la pista no inferior a valores del orden de 800 m. (2600 pies).

Cat. II: Altura de decisión a 30 m. (100 pies) y alcance visual no inferior a 400 m. (1200 pies).

Cat. III:

A : Operación sin limitación de altura de decisión, hasta la superficie de la pista y a lo largo de ella, con referencia visual exterior durante la fase final del aterrizaje, y con un alcance visual en la pista no inferior a 200 m. (700 pies).

B: Operación sin limitación de altura de decisión, hasta la superficie de la pista y a lo largo de ella sin confiar en referencias visuales exteriores, y rodaje subsiguiente valiéndose de referencias visuales exteriores, correspondiente a un alcance visual en la pista no inferior a un valor del orden de 50 m. (150 pies).

C: Operación sin limitación de altura de decisión, hasta la superficie de la pista y a lo largo de ella, y rodaje sin confiar en referencias visuales exteriores.

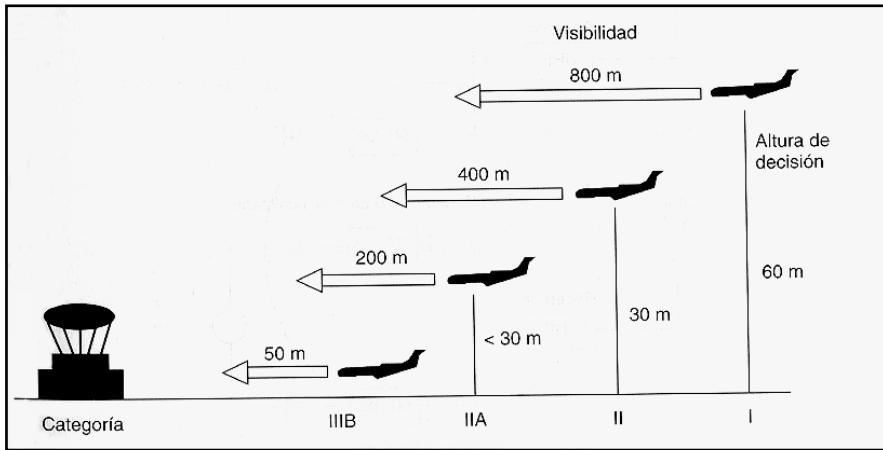


Fig 31. Ilustración de categorías de aproximación [fuente:Corbasí].

Estos sistemas parten de los mismos principios que los vistos anteriormente, pero con la particularidad de que las exigencias de precisión son sustancialmente mayores y el buen funcionamiento de estos sistemas tiene una trascendencia fundamental¹. Las categorías I, II, III (CAT I, II, III) definen la visibilidad mínima tanto vertical (altitud de decisión) como horizontal (RVR, Runway visual range) necesarias para poder aterrizar legalmente. La III es la más restrictiva y permite, si el avión dispone del equipo y la calificación necesarios, aterrizar en modo automático.

En la actualidad, los sistemas tradicionales utilizados para las maniobras de aproximación y aterrizaje instrumental son el ILS y MLS.

Previamente a la aparición del GNSS los procedimientos de aproximación se clasificaban en dos grupos, de Precisión y No Precisión:

Los procedimientos de **Precisión (PA)** son los que disponen de guiado electrónico horizontal y vertical en la aproximación final. La aeronave vuela utilizando el concepto de Altitud de Decisión (DA), es decir, cuando se llega a ese punto si no se han obtenido las referencias visuales exteriores se interrumpe la aproximación y se comienza la aproximación frustrada. A continuación, la figura muestra este concepto.

¹ Sirva a modo de ejemplo lo acaecido en el aeropuerto de Barajas el 8/12/99, donde se sufrió un auténtico caos en las pistas del aeropuerto y del cual se hicieron amplio eco los medios de comunicación. Estos problemas fueron debidos a la falta de operatividad del sistema ILS que posee una de las pistas del aeropuerto, que no daba suficiente garantía de éxito para el aterrizaje en condiciones de visibilidad reducida por una espesa niebla, supuestamente por causa de fallos técnicos del sistema. (Cfr.: "El País", 9/12/99 pg. 34).

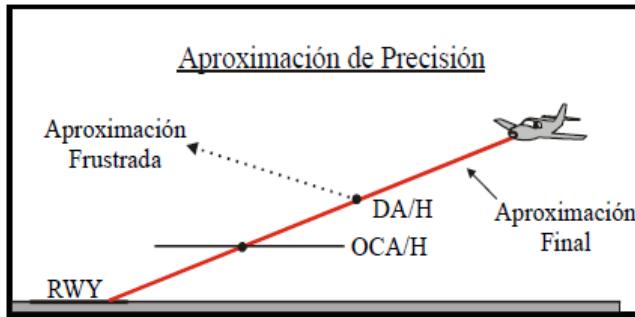


Fig 32. Gráfico de Aproximación de Precisión [fuente:AENA 2012].

La aproximación de **No Precisión (NPA)** es aquella en la que sólo existe guiado horizontal en la aproximación final, utilizándose por ello el concepto de mínima altitud de descenso (MDA). La aeronave sin guiado vertical desciende hasta esta altitud, continua en vuelo horizontal hasta el punto de aproximación frustrada, llegado al cual si el piloto no ha obtenido las referencias visuales exteriores se interrumpe la aproximación comenzándose la aproximación frustrada. La siguiente figura muestra este concepto.

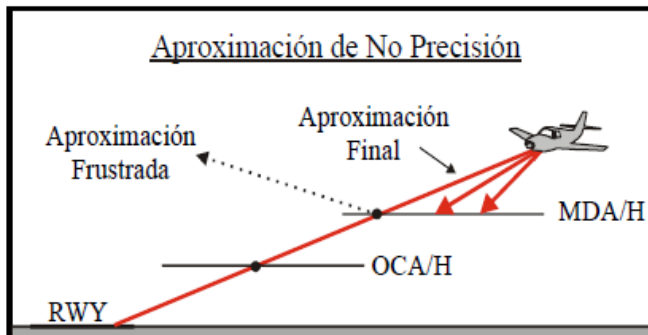


Fig 33. Gráfico de Aproximación de No Precisión [fuente: AENA 2012].

Con la aparición del GNSS se comenzaron a analizar las posibilidades de este sistema para soportar aproximaciones instrumentales. El sistema ofrecía guiado horizontal y vertical, sin embargo sus prestaciones operacionales no eran suficientes para que se pudiesen realizar con él aproximaciones de Precisión. Se decidió por ello incluir una nueva categoría de las aproximaciones la cual se denomina **APV (Approach Procedure with Vertical Guidance)** Procedimiento de Aproximación con Guiado Vertical, término que se mantiene en la actualidad.

Existen actualmente las tres categorías NPA, APV y PA. Dentro de las APV además existen dos tipos de procedimientos APV I y APV II, los cuales se refieren a distintas prestaciones operacionales, de forma similar a las categorías I, II y III de las de Precisión.

En la siguiente tabla se resumen los diferentes requisitos operacionales para cada categoría de aproximación, precisión, integridad, continuidad y disponibilidad, así como la denominación del RNP asociado. Se observa en la tabla 4 como tenemos precisiones mínimas también verticales para las aproximaciones de precisión.

Operación de vuelo	Precisión		Integridad			Máxima probabilidad de fallo		Disponibilidad	Tipo RNP asociad.			
	Precisión horizontal	Precisión vertical	Limite de Alerta		Tiempo de alerta	Continuidad	Integrada					
	95% 2σ	95% 2σ	Horiz.	Vertical								
NPA aproximación inicial de no precisión	0.22km	N/A	1.95 km	N/A	10-15 s	1-10 ⁻⁴ /h a	10 ⁻⁷ /h	0,99 a 0,99999	0,5-0,3			
LNAV/VNAV	220m	20 m	556 m	50m	10 s	1-8x10 ⁻⁶ para 15 s	1-2x10 ⁻⁷ /h		0,3			
LPV	16m		40m	35m						6s	1-8x10 ⁻⁶ para 15 s	1-2x10 ⁻⁷ /h
APV I		8 m			20m	1-8x10 ⁻⁶ para 15 s	0,03					
APV II									4 m			
LPV 200		4 m	10m	1-8x10 ⁻⁶ para 15 s	0,02							
CAT I aproximación de precisión						4 m	10m		1-8x10 ⁻⁶ para 15 s	0,02		
CAT II/III aproximación de precisión	<6.9m	<2.9 m	<17m	5.3m	<2s						<10 ⁻⁴ /h	

Tabla 4. Requisitos mínimos para operaciones de Aproximación. [fuente:OACI 2010](elab. Propia)

En la siguiente tabla se resumen los procedimientos que soporta y están admitidos para cada sistema de navegación. Diferenciando entre sistemas convencionales y sistemas RNAV.

Procedimiento de Aproximación		Sistemas de Navegación	
		Convencional	Navegación de Área RNAV
No Precisión	NPA	NDB VOR LOC	VOR/DME DME/DME GNSS Básico
Aproximación con guiado vertical	APV-I	-----	Guiado lateral: Igual a NPA. Guiado Vertical: VNAV-Baro SBAS GBAS
	APV-II	-----	SBAS GBAS
Precisión	PA-I	ILS MLS	SBAS GBAS
	PA-II	ILS MLS	GBAS
	PA-III	ILS MLS	GBAS

Tabla 5. Relación de sistemas de navegación para cada procedimiento de aproximación. [Berné et al. 2014]

Los sistemas de navegación que se van a utilizar en la investigación son los GNSS, y como se puede ver en la tabla anterior, en la columna gris, son los más utilizados para la Navegación de Área. Tanto el GNSS básico como los sistemas de aumentación por SBAS y GBAS que se detallan en el siguiente capítulo.

CAPÍTULO 3.

SISTEMA GLOBAL DE NAVEGACIÓN POR SATÉLITE (GNSS)

Dado que ésta investigación se va centrar en la utilización de los GNSS para navegación aérea, se expone en este capítulo un descripción general de los diferentes sistemas de posicionamiento por GNSS, sus ventajas y prestaciones, así como las metodologías existentes para mejorar las prestaciones iniciales de GNSS , para así poder llegar a entender la integración analizada en ésta investigación del sistema EGNOS con VRS.

3. 1. GENERALIDADES DE SISTEMAS GNSS

El acrónimo GNSS (Global Navigation Satellite Systems) es el nombre genérico que engloba todas las técnicas de posicionamiento mediante satélites artificiales. Si se traduce el significado del acrónimo GNSS se puede intuir una primera definición bastante ajustada al concepto real: *Sistemas Globales de Navegación por Satélite*. Son sistemas que permiten, apoyándose en una constelación de satélites artificiales, realizar medidas tridimensionales sobre la superficie terrestre proporcionando un posicionamiento geoespacial con cobertura global de forma rápida y precisa.

Los sistemas de posicionamiento absoluto con cobertura global son:

- NAVSTAR/GPS (NAVigation System Time And Ranging /Global Positioning System). Creado por el Departamento de Defensa de los Estados Unidos de América.

- GLONASS (GLObal NAVigation Satellite System). Creado por la Federación Espacial Rusa.
- Galileo de la Unión Europea. En fase de desarrollo.
- Beidou ó COMPASS implantado por China.

Y los sistemas de posicionamiento absoluto con **cobertura regional** son:

- QZSS (Quasi-Zenith Satellite System) de Japón.
- IRNSS (Indian Regional Navigational Satellite System).

A continuación se puede observar en la tabla 6 sus características principales.





	SISTEMAS DE POSICIONAMIENTO ABSOLUTO					
CARACTERÍSTICAS	NAVSTAR	GLONASS	GALILEO	COMPASS/ BEIDOU	QZSS	IRNSS
EMBLEMA						
DISEÑADO POR	EEUU	Rusia	Unión Europea	China	Japón	India
SATÉLITES	31	27	30	35	3	7
ESTACIONES TIERRA	18	13	37	33	9	20
Nº DE ORBITAS	6	3	3	6	3	-
COBERTURA	Global	Global	Global	Global	Regional (India)	Regional (Este de Asia y regiones de Oceanía)
OBSERVABLE	Código/ Fase	Código/ Fase	Código/ Fase	Código/ Fase	Código/ Fase	Código/ Fase

Tabla 6. Resumen características de Sistema GNSS [fuente: elab. propia].

En el año 2014 GPS y GLONASS eran los únicos sistemas globales plenamente operativos. Se espera que en breve se sumará de forma parcial el sistema chino, Beidou y otros sistemas como GALILEO, posiblemente en 2015-16. En 2013 existían 73 satélites que transmiten señales GNSS y más de mil millones de receptores GNSS operando en el mundo. Lo que implica un gran mercado de usuarios de productos tecnológicos, por lo que los cuatro sistemas están en una fase de búsqueda del punto óptimo entre el libre comercio y el proteccionismo [Gibbons et al. 2013].

El sistema **GPS** cuenta con una constelación superpoblada: 35 satélites de los cuales 30 están en funcionamiento; pero en 2013 sufrió recortes presupuestarios por lo que en el programa futuro de GPS III se prevee un retraso. Las señales L2C(1227.6 Mhz) y L5(1176 MHz) son parte de la mejora del sistema GPS. La señal GPS L5 se sitúa en la banda de frecuencias reservadas para los servicios de seguridad en la aviación, por lo que la Administración Federal de Aviación (FAA) de EEUU está muy interesado en su desarrollo. Se espera que GPS L5 esté totalmente disponible en 24 satélites en 2019, ya que actualmente se transmite en 10 satélites [Ann Divis, 2013].

El sistema **GLONASS** está en un proceso de modernización con planes de llegar a tener 30 satélites operativos. El objetivo declarado por sus responsables es de proporcionar una precisión de 1.5 metros en 2015 y llegar a 0.6 metros en 2020. Actualmente el sistema proporciona una posición con desviación estándar de 5.6 metros [Gibbons et al. 2013].

BeiDou fue declarado operativo a nivel regional (China y Asia/Pacífico) a finales de 2012. Ha puesto en marcha 14 satélites en los últimos 3 años y esperan poner en órbita hasta 40 satélites para dar servicio a nivel mundial en el año 2020 [Gibbons et al. 2013].

El programa **Galileo** ha sufrido muchos retrasos; en principio estaba anunciado para 2014 los primeros servicios operativos: servicio abierto (open), público regulado (PRS) y de búsqueda y salvamento (SAR). La realidad es que el primer punto de posición usando el cuarteto de satélites IOV, se informó en el 12 de marzo 2013 por el laboratorio de navegación de la ESA. Actualmente se están comenzando las pruebas del servicio (PRS). Recientemente la ESA ha confirmado la puesta en posición de los satélites 7 y 8, y ha anunciado el lanzamiento a lo largo de 2015 de 4 nuevos satélites. Han previsto plena capacidad operativa con 30 satélites para 2020, aunque se debe de resolver la superposición de señal del sistema BeiDou con el servicio PRS de Galileo [Gibbons et al. 2013].



Fig 34. Imagen de satélite [fuente:ESA].

3.1.1. El desarrollo de los sistemas GNSS

La Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) inició a principios de 1990 una serie de actividades encaminadas a definir el “sistema de navegación aérea del futuro”, cuya base serían los sistemas GNSS, los cuales permitirían a las aeronaves recibir en cualquier parte del globo información navegación básica procedente directamente de los satélites. La aplicabilidad potencial de estos sistemas, unido a las grandes ventajas que pueden proporcionar, han hecho que la OACI haya establecido una hoja de ruta en la que se pretende establecer una sinergia operativa entre los diferentes sistemas.

Se distinguen varias etapas en esa hoja de ruta seguida por la OACI consistente en la implantación de los sistemas GNSS: [Berné et al. 2014]

Fase o situación de partida

Basada en los sistemas GPS y GLONASS, los cuales habían sido diseñados en la década de 1970 para satisfacer los requisitos de defensa de sus respectivos países. Actualmente están abiertos al uso civil.

Fase GNSS-1 (2002-2015)

Sistema de navegación por satélite que utiliza los actuales sistemas GPS y GLONASS complementados con una serie de sistemas de aumentación que elevan sus prestaciones en un ámbito regional. Estos sistemas de aumentación pueden ser equipos embarcados en aeronaves (ABAS), estaciones en Tierra (GBAS) o satélites geoestacionarios que se mantienen en la vertical de un punto (SBAS). Entre los desarrollos de GNSS-1, decir que existen sistemas regionales de aumentación con satélites geoestacionarios cuyo uso conjunto e interoperable proporciona un aumento de las prestaciones del GPS y del GLONASS en sus respectivos ámbitos regionales. Así se consiguen unos niveles de calidades de servicio adecuadas y necesarias para su uso en navegación. Dichos sistemas se denominan Wide Area Augmentation System (WAAS) en USA, European Geostationary Navigation Overlay System (EGNOS) en Europa y Multifunctional Satellite Augmentation System (MSAS) en Japón.

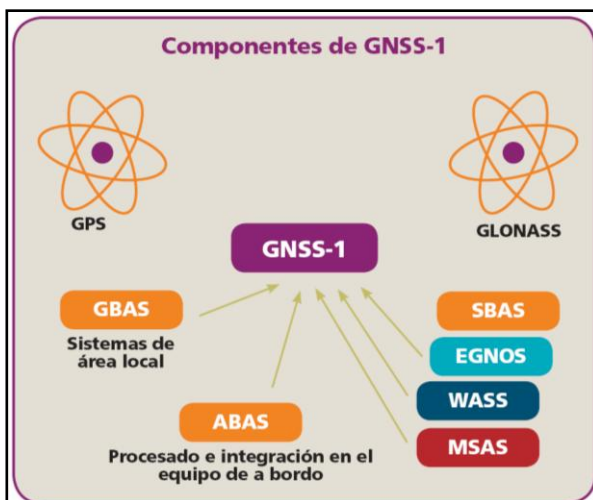


Fig 35. Esquema de sistemas de aumentación de GNSS1 [Fuente. M. Vadillo 2008].

Fase GNSS-2 (a partir del 2015)

Futuro sistema de navegación por satélite con cobertura mundial, el cual será controlado por organizaciones civiles de carácter supranacional. Superará las limitaciones de los anteriores sistemas y se prevé que conste de varias constelaciones de satélites emitiendo una señal compatible e interoperable entre los diferentes usuarios, lo que permitirá el uso pleno de los satélites por parte de todos los usuarios. Esta fase estará conformada, en principio, por el sistema Galileo, el BeiDou chino, el QZSS japonés, el IRNSS indio y las actualizaciones de GPS y GLONASS. La fecha de comienzo de esta etapa es un tanto arbitraria ya que dependerá, entre otros factores, del grado de cumplimiento de los plazos previstos para la puesta en funcionamiento de algunos de los nuevos sistemas GNSS.

3.1.2. Principio de Funcionamiento de los GNSS

Estos sistemas se apoyan en una constelación de satélites, no geostacionarios, que orbitan alrededor de la Tierra, de modo que su posición en cada instante es conocida (efemérides). Aprovechando este dato y realizando una medida de la distancia que separa el receptor de cada uno de ellos, se puede calcular una trilateración inversa que proporciona la posición tridimensional de nuestro receptor.

El observable o medición es la distancia entre satélite y receptor y se basa en la propagación de las ondas electromagnéticas. Para la determinación de la distancia se mide el tiempo (t) que tarda en llegar la señal al receptor desde el satélite, además la señal se propagan en el vacío a la velocidad de la luz (c), por lo que la distancia se calcula:

$$\rho = c * t \quad [1]$$

Este método se denomina cálculo por *pseudodistancia*, donde la determinación del tiempo debe realizarse con precisión, ya que la velocidad de propagación de la señal es alta (300000 km/s) por lo que una pequeña imprecisión en el tiempo provoca errores muy grandes. Por ello, para mediciones de más precisión se utiliza otro método basado en la *medida de fase*. Una millonésima de segundo provoca un error de 300 m en posición [Berné et al. 2014].

Para poder trabajar en esta idea se requiere de sistemas de medición de tiempos muy precisos y por ello se utilizan en los satélites relojes u osciladores atómicos muy precisos, con una estabilidad del orden de 10^{-13} - 10^{-14} s/día. En el caso de los receptores, se utilizan relojes de cuarzo de baja estabilidad. Este inconveniente se supera sincronizando tiempos.

3.1.2.1. Triangulación: la base del sistema

El principio básico fundamental en el funcionamiento de los sistemas GNSS consiste en utilizar los satélites de la constelación, situados en distintas órbitas en el espacio, como puntos de referencia precisa, de forma simultánea para determinar la posición del receptor en las inmediaciones de la superficie terrestre.

Esto se consigue obteniendo una medición muy precisa de la distancia hacia al menos tres satélites de la constelación, pudiéndose así realizar una trilateración de tres ecuaciones con tres incógnitas, que determine la posición del receptor en el espacio.

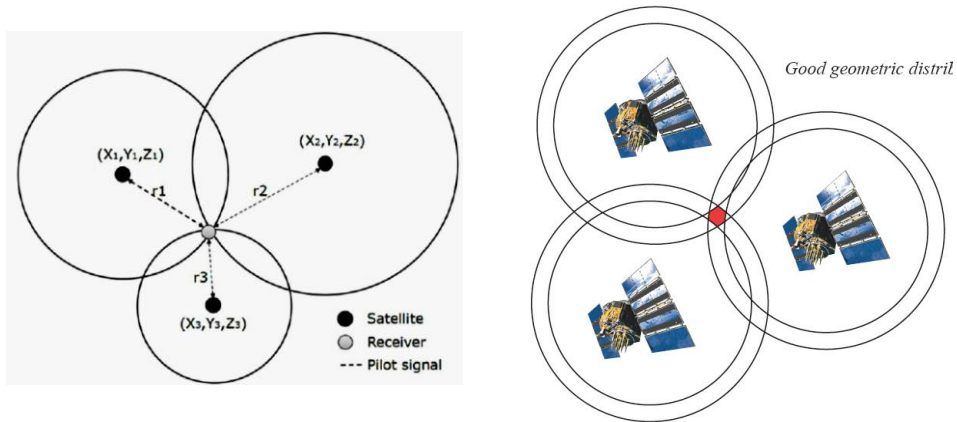


Fig 36. Gráfico de Trilateración en el espacio [fuente:ESA].

En el caso de que el reloj del satélite y del receptor estén sincronizados, el tiempo que habrá que desplazar la réplica será el tiempo de propagación de la señal desde el satélite hasta el receptor. En la práctica, los relojes no están sincronizados entre sí, tanto el reloj del receptor como el reloj del satélite tienen una deriva con respecto al tiempo del sistema, que añadido a otros errores, hacen que no sea posible calcular con precisión la distancia, y se calcula una pseudodistancia.

Pero la precisión de la medida de tiempos en el satélite es mucho mayor que la del receptor, lo que supone un desajuste entre los relojes del satélite y del receptor. Esto supone que las distancias medidas están afectadas de este desajuste y no son la verdadera distancia. Por este motivo hablamos de *pseudodistancias* (D) que vendrán expresadas con la ecuación[2].

$$R = \rho + \Delta d \quad [2]$$

Se necesita realizar la medición de pseudodistancia a cuatro satélites simultáneamente, para así poder resolver las tres incógnitas de posición (x,y,z) así como la desviación del reloj ($\Delta\delta$) del receptor. En la figura 36 se pueden ver las cuatro ecuaciones a plantear para resolver el posicionamiento del avión respecto a los satélites observados simultáneamente.

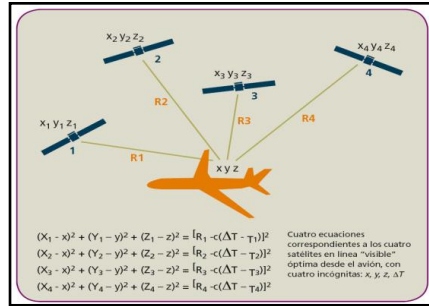


Fig 37. Esquema de Posicionamiento [fuente: M.Vadillo2011].

El valor de la pseudodistancia vendrá expresado por la ecuación [3].

$$R = c \cdot (t + \Delta\delta) = \rho + c \cdot \Delta\delta \quad [3]$$

Además del problema de tiempos y su deriva, la señal no se propaga sólo en el vacío, existe una parte de su recorrido formado por la atmósfera que influye en la propagación de la señal, la ionosfera y la troposfera. Es decir, el paso de la señal por estas capas ve perturbada su velocidad, produciendo un retraso de propagación, además se pueden producir otros errores como el error multicamino Δ_m , producido en la recepción de señal por efecto rebote en la antena y otros errores de menor importancia ϵ_p . Luego la distancia medida es más larga que la geométrica.

Por tanto, la expresión general de pseudodistancia queda de la siguiente manera [Berné et al. 2014]:

$$R = \rho + c \cdot \Delta\delta + \Delta_{ionosfera} + \Delta_{troposfera} + \Delta_m + \epsilon_p \quad [4]$$

donde:

R = pseudodistancia.

ρ = distancia verdadera.

c = velocidad luz.

$\Delta\delta$ = estados de los relojes.

$\Delta_{ionosfera}$ = retardo ionosférico.

$\Delta_{troposfera}$ = retardo troposférico.

Δ_m = efecto multicamino o multipath.

ϵ_p = otros errores.

La distancia entre satélite y receptor es la determinación básica que necesitamos y para ello disponemos de varias metodologías de medición: Medición de código y Medición de fase.

3.1.2.2. Fuentes de error en los sistemas GNSS

Así el posicionamiento en (x,y,z) está afectado por varias fuentes de error en la determinación de la pseudodistancia que podemos agruparlos de la siguiente forma:

- **Errores relativos a los satélites:** estos errores tienen dos componentes. Por un lado el error de los relojes de los satélites producido por el desajuste respecto al tiempo GPS y por otra parte el error en los parámetros orbitales ya que el satélite puede no estar en la posición que se le supone.
- **Errores relativos a la propagación de la señal GNSS:** la propagación de la señal emitida por el satélite no recorre el vacío, si no que atraviesa las diferentes capas de la atmósfera, lo que provoca un retardo al disminuir su velocidad de propagación. Por este motivo, la señal sufre un retardo por refracción ionosférica y otro por refracción troposférica, al atravesar respectivamente cada una de esas capas. Por otra parte, la propagación de la señal puede tener errores por pérdida de ciclos así como por el efecto multipath de multitrayectoria.
- **Errores relativos al receptor:** el estado del reloj del receptor o su desfase con respecto a la escala de tiempo también será una fuente de error. Por otra parte la antena de recepción de la señal también se ve afectada por el error de estacionamiento, así como de la variación del centro radioeléctrico.

En la tabla 7 se reflejan todas las fuentes de error posibles de un sistema GNSS.

Sistema GPS	Fuentes de error y Tipo de Efectos
Satélite	Errores orbitales Oscilador. Offset del reloj Efectos relativistas Errores intencionados por el administrador del sistema S/A-Disponibilidad selectiva A/S Anti-spoofing. Código Y
Propagación	Efectos atmosféricos Refracción Ionosférica Refracción Troposférica Perdidas de ciclo
Receptor	Variación del centro fase Oscilador. Offset del reloj Multipath Retardos instrumentales
Errores intencionados con dispositivos externos que perturban la señal	Jamming Meaconing Spoofing
Variaciones en la posición del receptor	Mareas terrestres Cargas oceánicas y atmósfera Movimientos tectónicos

Tabla 7. Errores en el posicionamiento con GPS [fuente: Berné et al 2014].

En la Tabla 8 se muestra un resumen de los errores más relevantes y su magnitud. Dado que para muchas aplicaciones estos errores no son admisibles, ha sido necesario utilizar diferentes técnicas para bien eliminarlos o mitigarlos. Las tres técnicas fundamentales que se utilizan son:

- Diferencial GNSS (RTK).
- Sistemas de Aumentación.
- PPP.

TIPO	
Efemérides	* Transmitidas (mensaje) 2/5 m error predicción * Precisas 0.2 a 2 m
Reloj satélite	* Modelado de error * Error de sincronización 1 ns (10^{-9} s) produciría 0.3 m * Simples diferencias
Ionosfera Vertical 3 m Oblicuo 45 m	* Monofrecuencia: modelos y TEC se anula un 60 %. Error 1-5 m * Bifrecuencia (receptores topográficos): con L3 se anula un 99 % queda un pequeño ruido o residual
Troposfera Vertical 2.5 m Oblicuo 25 m	* Depende de los modelos troposféricos y meteorológicos. Se anula un 60 % * El error menor es en observable zenital el doble más o menos con 30° de elevación, 4 veces mayor con 10° * En líneas base menores de 10 km los errores troposféricos y ionosféricos son muy bajos
Multipath	Código de 0.5-1 m Fase 1 cm

Tabla 8. Resumen de errores [fuente: Berné et al 2014].

3.1.3. Métodos de posicionamiento

El GNSS es un sistema que permite el posicionamiento con distintos métodos de observación, de acuerdo a la instrumentación, a la exigencia de precisión y a la técnica de proceso de los observables. En la siguiente figura podemos ver una clasificación de los diferentes métodos .

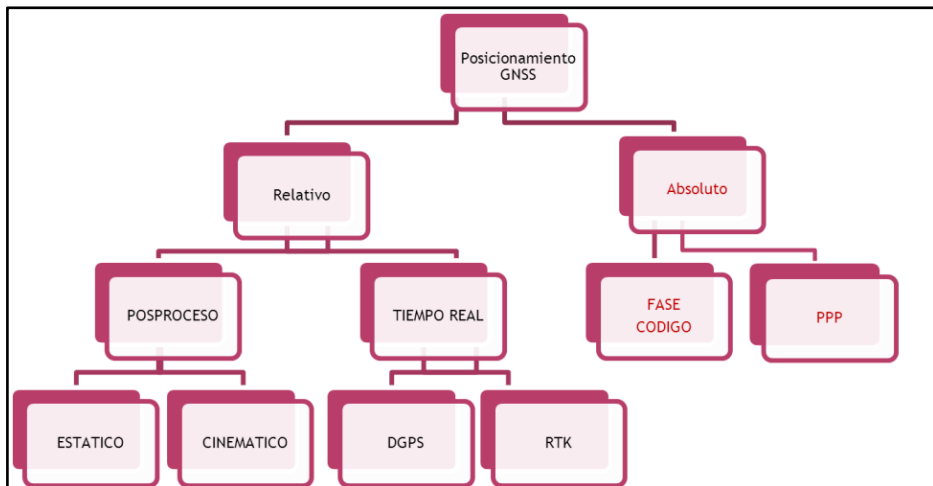


Fig 38. Clasificación de métodos de posicionamiento GNSS [fuente:Berné et al 2014].

3.1.3.1. Posicionamiento absoluto

El posicionamiento absoluto se realiza con un único receptor y consiste en la solución de una intersección directa de todas las distancias receptor-satélite sobre el lugar de estación de un período de observación dado. La medida y la solución son por lo tanto directas.

El posicionamiento absoluto tiene la ventaja de que con un solo instrumento de observación podemos obtener nuestra posición, pero posee una serie de inconvenientes que repercuten seriamente en la precisión del posicionamiento, lo que hace del método una aplicación poco apropiada en trabajos de precisión. Entre los inconvenientes más relevantes destacan:

- Influencia importante de los errores producidos por la atmósfera.
- Imposibilidad de eliminar errores por compensación, como son el efecto multipath, osciladores, excentricidad de la antena, retardo atmosférico, etc.

Se obtienen precisiones métricas, aunque recientemente por PPP se han obtenido precisiones submétricas.

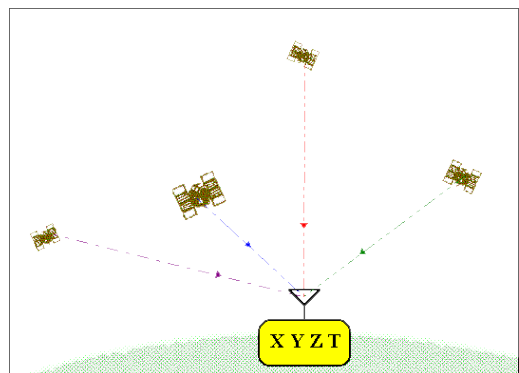


Fig 39. Gráfico de Posicionamiento Absoluto.

Estático

El modo estático significa que el receptor permanece estacionado sobre el punto del que se quieren conocer las coordenadas durante un lapso de tiempo, que puede ser de algunos minutos. Si este receptor se encuentra calculando posiciones (coordenadas) tendremos, para la solución en 3 dimensiones, un sistema de 4 ecuaciones con 4 incógnitas por cada instante de actualización en la toma de datos (si se observaran más de 4 satélites, tendremos redundancia de observaciones). La posición final, coordenadas del punto estación, corresponden al promedio de todas las posiciones calculadas.

Cinemático

El modo móvil está relacionado con el uso del receptor en movimiento. En este caso se tienen soluciones instantáneas en tres dimensiones para cada momento de toma, que no corresponden al mismo punto (el receptor se está moviendo). Así se forma un sistema de 4 ecuaciones con 4 incógnitas por cada toma (y redundancia si se observan más de 4 satélites), que proporciona las coordenadas del punto en que se ubica el receptor a cada instante, siendo esta la solución típica de navegación, de modo que esta sucesión de puntos describe la trayectoria seguida por el receptor.

3.1.3.2. Posicionamiento diferencial

Es el que se realiza cuando las precisiones requeridas son mayores. Será mejor o peor en función del instrumental utilizado y de la técnica de posicionamiento diferencial a la que se recurra.

El posicionamiento diferencial consiste en hallar la posición absoluta de un punto (móvil, objetivo, rover, etc.) mediante las observaciones realizadas desde ese punto a unos determinados satélites, sumadas a las realizadas en ese mismo instante desde otro punto (referencia) a esos mismos satélites. Por lo tanto, aquí aparece el concepto de "línea base", que es la línea recta que une el punto de referencia y el punto objetivo.

Esta línea no es medida de forma directa, ya que las observaciones son sobre los satélites y no entre los puntos. Por lo tanto, la obtención de la línea base se produce de forma indirecta. Es por esto que las incógnitas nos son los incrementos de coordenadas entre los dos puntos, sino que son los diferenciales (dx , dy , dz) que hay que añadir a las coordenadas aproximadas absolutas (X_0 , Y_0 , Z_0) de cada punto.

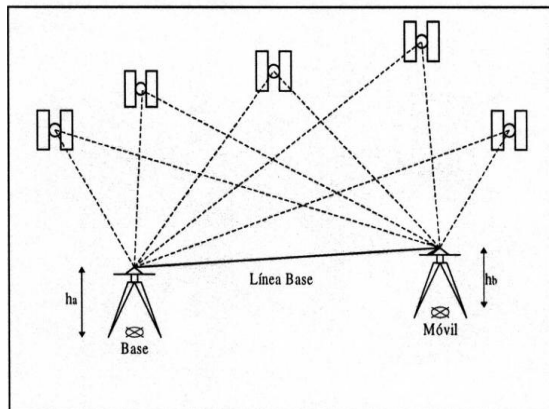


Fig 40. Gráfico de Posicionamiento Diferencial.

Si se conocen las coordenadas del punto de referencia, las incógnitas se reducen a las del punto objetivo, que una vez halladas, unidas a las del punto de referencia, nos darán las componentes y valores de la línea base que los une.

Para resolver estos sistemas se recurre a los algoritmos, con los que se consigue eliminar gran parte de los errores que afectan a la observación y garantizan una posición relativa excelente entre dos puntos unidos por una línea base. Por tanto, con este método se pueden tener posiciones relativas muy buenas, aunque las posiciones en el sistema de referencia pueden ser igual de precisas que si hubiera usado un posicionamiento absoluto. Para solucionar esto, se introducen como puntos de referencia aquellos puntos de los que se tiene conocimiento de su posición absoluta con precisión sobre el sistema de referencia en el que estamos trabajando.

Estático

Este método de posicionamiento consiste en el estacionamiento de receptores que varían su posición durante la etapa de observación. La referencia puede establecerse en cualquiera de ellos y la precisión será función del tiempo de observación, de la geometría y del instrumental utilizado.

Una variante del método estático es el denominado estático rápido, el cual se puso en funcionamiento gracias a la inclusión de algoritmos de tratamiento de las señales y espacios de búsqueda de ambigüedades más sólidos y rápidos. De este modo, el tiempo de observación y de cálculo se reduce considerablemente.

Cuando la distancia entre puntos supera los cien kilómetros, o la diferencia de altitud entre ellos supera los 500m., se debe plantear el prolongar los tiempos de observación para contrarrestar los errores producidos por la Ionosfera y la Troposfera. Este método es el que mayor precisión proporciona, pero también es el que más tiempo de observación requiere.

Cinemático

El fundamento es establecer una estación fija de referencia, estática, y otra estación móvil que va a realizar las puestas en los puntos que se consideren necesarios.

Para desarrollar este método es necesaria una inicialización, que supone calcular todos los parámetros de la línea base que une el móvil y la referencia en un instante. Una vez hecho esto se conservan los valores de las ambigüedades, lo que requiere menos épocas de información para resolver el sistema y por lo tanto menor periodo de puesta. A modo de ejemplo, si tras una inicialización se dispone de información de seis satélites comunes entre la referencia y el móvil, tendremos en época cinco ecuaciones en doble diferencia y tres incógnitas, por lo que ya se puede resolver la posición del móvil. Si se toman tres épocas, la redundancia es mayor y el resultado más fiable. Si se ha establecido que una época son cinco segundos, tendremos la solución con tan solo quince segundos de puesta.

Este método presenta la gran ventaja de que con él se obtienen resultados fiables y con buena precisión en poco tiempo, pero presenta el inconveniente de la posible pérdida de señal. Si esto se produce en un instante, las ambigüedades establecidas en la primera inicialización ya no sirven, lo que requiere un nuevo proceso de inicialización en el lugar donde se produjo la pérdida de señal.

Esta metodología de posicionamiento es la que se va a utilizar en ésta investigación. Por ese motivo se plantean en el siguiente apartado las ecuaciones de observación del sistema GNSS.

3.1.4. Fundamentos del Posicionamiento Diferencial (DGNSS)

Con el fin de paliar los inconvenientes derivados de los errores ya conocidos en los sistemas GNSS y conseguir una precisión, integridad y fiabilidad mejoradas, se han desarrollado sistemas diferenciales o de cálculo relativo de coordenadas. Basados en las señales del sistema GNSS y con un receptor de referencia en tierra cuya posición es conocida, calcula y transmite las correcciones que los usuarios han de aplicar a los datos obtenidos en los receptores móviles para obtener una posición más exacta dentro de una zona de cobertura. Así surge el llamado Sistema de Corrección Diferencial en tiempo real, que agrupa varias técnicas o procedimientos, como los sistemas de aumentación SBAS, el GNSS diferencial o WARTK, RTK, y asociado a la corrección diferencial aparecen las estaciones de referencia de observación continua CORS y las redes geodésicas activas (redes de estaciones permanentes) [Berne et al. 2014].

Esta técnica tiene como principal ventaja la mejora notable de la precisión obtenida. Si partimos de la premisa de que los dos receptores (fijo y móvil) van a estar relativamente próximos (10-20 km), esta distancia podemos considerarla insignificante si la comparamos con la distancia a la que orbitan los satélites (20.000 km). Esta simplificación nos permite considerar los caminos recorridos por las señales en los dos casos aproximadamente iguales, ya que habrá recorrido el mismo sector de la atmosfera con los mismos retardos y afectadas por los mismos errores.

Así, en el posicionamiento diferencial ciertos errores comunes se cancelan, como los errores de los relojes y efemérides de los satélites, y otros se minimizan, como los de retardo ionosférico y troposférico.

Existen dos alternativas para el posicionamiento diferencial, según se utilice el observable de código(pseudodistancia) o la medida de fase de la portadora. También existe una diferenciación dependiendo de quién realice la corrección diferencial de la posición. En el primer caso, es el propio receptor móvil el que, a partir de sus medidas de pseudodistancia y de las correcciones diferenciales (calculadas por el receptor fijo y enviadas desde éste al receptor móvil) calcula su posición corregida diferencialmente. Este método es llamado DGPS (Direct Differential GPS).

En el segundo caso, se envían las pseudodistancias medidas por el receptor móvil al receptor fijo y es éste el que, con dichas pseudodistancias y las correcciones diferenciales que ha calculado, determina la posición corregida diferencialmente del receptor móvil. Este método se conoce como IDGPS (Indirect Differential GPS) [Quintanilla, 2001].

Otra diferenciación, en cuanto al momento en que se aplica la corrección diferencial, es que las mismas pueden aplicarse posteriormente a efectuar la observación, lo que se denomina “en **postproceso**”, o bien pueden aplicarse en el mismo momento en que se está efectuando la observación, de forma tal que el tiempo de cálculo sea tan reducido que pueda considerarse casi instantáneo, lo que se denomina “en **tiempo real**”. El primer caso tiene el inconveniente de no conocer in situ la posición del receptor móvil ni la precisión obtenida en la observación, pero por otro lado tiene la ventaja de que se obtiene mayor precisión, ya que en el software de postproceso se pueden eliminar los satélites que empeoren el cálculo, aplicar los modelos ionosférico y troposféricos correspondientes y otras variables configurables.

Cabe realizar una distinción entre los significados que habitualmente se le suelen dar a los términos DGPS y RTK. Normalmente DGPS (Differential GPS) se utiliza para trabajos diferenciales en los que solamente intervienen medidas de código en tiempo real. RTK (Real Time Kinematic) se utiliza en el tratamiento diferencial del observable de fase en tiempo real, obteniendo precisiones mayores que con código.

3.1.4.1. Ecuaciones de observación

Considerando los componentes más importantes del observable GPS, se puede escribir la ecuación de observación con observaciones de fase como [Rotacher et al., 2008]:

$$\Psi(t) = \phi(t) - \phi(t - \tau) + n \quad [5]$$

donde:

Ψ es la medida de fase (en ciclos) para la frecuencia F y en la época t

$\phi(t)$ es la fase generada por el oscilador del receptor en la época de recepción t

$\phi(t - \tau)$ es la fase de la portadora en el instante de emisión $t - \tau$ y

n es la ambigüedad inicial de fase

Haciendo un desarrollo en serie de Taylor, podemos escribir la ecuación

$$\Psi(t) = \phi(t) - \phi(t) + \tau \cdot f n + n \quad [6]$$

donde,

f es la frecuencia de la portadora.

Teniendo en cuenta el error del reloj del satélite, δ_i , y el error del reloj del receptor, δ_k , y multiplicando la ecuación por la longitud de onda λ resulta:

$$L = \rho + c\delta_k - c\delta_i + \lambda n \quad [7]$$

Si la medida se realiza con observación de código, se obtiene la ecuación

$$P = c((t + \delta_k) - (t - \tau + \delta_i)) \quad [8]$$

donde la cantidad P se denomina **pseudodistancia**. Considerando la distancia geométrica entre el satélite y el receptor, ρ resulta:

$$P = \rho + c\delta_k - c\delta_i \quad [9]$$

Si consideramos el ruido y los errores por retardo ionosférico, troposférico y de efemérides del satélite (ε , I , $\Delta\rho$ y E) en las ecuaciones [7] y [9] se obtiene:

$$L = \rho - I + \Delta\rho + E + c\delta_k - c\delta_i + \lambda n + \varepsilon \quad [10]$$

$$P = \rho + I + \Delta\rho + E + c\delta_k - c\delta_i + \varepsilon \quad [11]$$

3.1.4.2. Posicionamiento diferencial por código o pseudodistancia

Esta técnica parte de conocer previamente la distancia real entre el satélite y el receptor fijo, la cual se calcula a partir de la posición conocida del receptor fijo y del satélite a través de los parámetros orbitales también conocidos (el receptor a partir de la información del almanaque y de los datos de efemérides que proporciona cada satélite, conoce en todo momento la posición del satélite) y del valor de pseudodistancia medida por el receptor fijo.

El modelo básico de DGPS con observación de código es el siguiente [Seeber, 2003]: A partir de la ecuación de observación [11], tomando como pseudodistancias observadas en la estación del usuario P_u , y en la de referencia P_r , para un mismo satélite i se tiene

$$P_u = \rho + I + \Delta\rho + E + c\delta_u - c\delta_i + \varepsilon \quad [12]$$

$$P_r = \rho + I + \Delta\rho + E + c\delta_u - c\delta_i + \varepsilon \quad [13]$$

La distancia geométrica,

$$R = |x_s - x_r|$$

se calcula a partir de la posición conocida del satélite (por las efemérides transmitidas) y la posición predeterminada de la estación de referencia. Para simplificar, se omiten las variaciones en el tiempo de las ecuaciones anteriores.

El error en la observación de la pseudodistancia en la estación de referencia, la *Corrección Diferencial DC*, viene dado por:

$$DC = \rho_r - P_r = -c(\delta_r - \delta_i) - I_r - \Delta\rho_r - E - \varepsilon_r \quad [14]$$

Además de DC, también debe determinarse y transmitirse el Ratio de *Corrección diferencial*, DCR. DC y DCR están referidas a una época t_k ; llegan a la estación del usuario con un retraso llamado latencia. Así, se define la **latencia** como el tiempo transcurrido desde la época en que se realiza la medida en la estación de referencia hasta el uso de las correcciones en la estación del usuario.

En la estación móvil se predicen las correcciones a partir de la época actual t de la siguiente forma:

$$DC(t) = DC(t_k) + DCR \cdot (t - t_k) \quad [15]$$

La predicción de DC era crítica cuando estaba activada la disponibilidad selectiva porque cambiaba mucho su valor. Hoy en día la latencia oscila entre los 0.5 y 2 segundos [Euler et al., 2008].

Aplicando estas correcciones a la pseudodistancia observada en el receptor móvil se obtiene la expresión:

$$\begin{aligned} P_u + DC &= \rho_u + (I_u - I_r) + (\Delta\rho_u - \Delta\rho_r) + (E_u - E_r) + c(\delta_u - \delta_r) + (\varepsilon_u - \varepsilon_r) = \\ &= \rho_u + c(\delta_u - \delta_r) + I_{ur} + \Delta\rho_{ur} + E_{ur} + \varepsilon_{ur} \end{aligned} \quad [16]$$

Para latencia cero o prácticamente cero, el error del reloj del satélite es idéntico, por lo que desaparece de la ecuación. Los errores I , $\Delta\rho$ y E son despreciables

para líneas base cortas (pocos kilómetros) y crecen (se decorrelan) con el aumento de la distancia entre las estaciones.

Para la determinación de coordenadas de la estación móvil se aplican las correcciones de la ecuación [16], lo que permite una mejora en el resultado del posicionamiento. Para estaciones cercanas, el único error que queda es la combinación de los relojes de usuario, $c(\delta_u - \delta_r)$. Con latencia cero, la ecuación es igual a la ecuación de las dobles diferencias en posicionamiento relativo.

El error calculado en el receptor fijo puede ser considerado igual a los de los demás receptores móviles por estar actuando próximos entre sí, al mismo tiempo y con los mismos satélites, con lo cual estas correcciones son válidas para todos los receptores.

3.1.4.3. Posicionamiento diferencial por fase

Esta técnica también suele llamarse, como ya se ha mencionado anteriormente, RTK. De igual manera que la técnica anterior, se parte del conocimiento de la distancia entre el receptor fijo y cada satélite. Los errores cometidos al medir la distancia a cada satélite se obtienen de la sustracción entre dichas distancias reales calculadas y la que se obtiene al trabajar con la fase; a partir de ellas se obtendrán posteriormente las correcciones a cada satélite para cada instante de tiempo.

En RTK es preferible utilizar receptores geodésicos de doble frecuencia, ya que esto permitirá inicializaciones casi instantáneas y una mayor robustez de cálculo, ya que el receptor emplea diferentes combinaciones lineales entre L1 y L2, aumentando el grado de redundancia en el sistema. [Batet et al. 2003].

Un receptor RTK emplea medidas de fase sobre la portadora, así como también información de código para obtener aproximaciones iniciales en el proceso de cálculo.

donde:

PRC_t (Pseudo Range Correction): corrección diferencial de la medida de fase del satélite j en el instante t .

Φ_t : Observable de fase del receptor fijo y el satélite j en unidades de longitud en el instante t .

d_{j-a} : distancia real entre el receptor A y el satélite j en el instante t .

Luego:

$$PRC_t = d_{j-a} - \Phi_t \quad [17]$$

Teniendo en cuenta que el observable de fase está afectado de los siguientes errores: debido al paso de la señal a través de la atmósfera (retardo ionosférico y troposférico y efecto multipath) “ Δd_s ”, errores propios del satélite j (estado del reloj y efemérides transmitidas en el instante t) “ Δd_j ” y errores propios del receptor A (estado del reloj y ruido del receptor en el instante t “ Δd_r ” y siendo “ λN_A ” el número entero de ciclos de la señal al comienzo de la recepción del satélite j desde el receptor A multiplicado por la longitud de onda, por tanto en unidades de longitud.

$$\Phi_t = d_{j-a} + \Delta d_s + \Delta d_j + \Delta d_r + \lambda N_A \quad [18]$$

$$PRC_t = - (\Delta d_s + \Delta d_j + \Delta d_r + \lambda N_A) \quad [19]$$

Las correcciones diferenciales de fase llegan al receptor móvil con un retraso, ya que el receptor fijo primero debe procesar dicha corrección y además está el retardo propio en la transmisión de datos desde el receptor fijo al móvil y el tiempo que tarde el receptor móvil en procesar dicha corrección. Aunque existen receptores que guardan los observables y aplican la corrección de código y fase a la época correspondiente eliminando así el error que se comete en la extrapolación, retrasan en este caso el cálculo de la solución [Quintanilla, 2001].

La corrección del satélite j que recibe el receptor móvil para aplicar a sus observables de fase se obtiene a partir de la corrección del satélite j generada por el receptor fijo incrementando el valor de su correspondiente RRC multiplicado por la diferencia de los tiempos de referencia:

$$PRC_{j(\text{móvil})} = PRC_{(\text{fijo})} + RRC_{(\text{fijo})} * (z\text{-count}_{(\text{móvil})} - z\text{-count}_{(\text{fijo})}) \quad [20]$$

El observable de fase corregido del receptor móvil (B) para la época t va a ser igual a:

$$\Phi_{B(t)\text{corr}} = \Phi_{B(t)} + PRC_t = d_{j-a(t)} + \Delta d_{AB(t)} + \lambda N_{AB} \quad [21]$$

donde:

$\Phi_{B(t)\text{corr}}$: Observable de fase corregido del receptor móvil (B) y el satélite j en el instante t.

$\Phi_{B(t)}$: Observable de fase del receptor móvil B y el satélite j en el instante t.

PRC_t : Pseudo Range Correction. Corrección correspondiente al satélite j aplicada al observable de fase del receptor móvil B en el instante t.

$d_{j-a(t)}$:Distancia real entre el receptor móvil B y el satélite j en el instante t.

$\Delta d_{AB(t)}$: Errores en la medida de la distancia entre el satélite j y el receptor móvil B en el instante t, dependientes de la distancia entre el receptor fijo y el móvil y de la calidad de las observaciones de fase realizadas.

λN_{AB} : $\lambda(N_A - N_B)$. La diferencia entre el número entero de ciclos de la señal al comienzo de la recepción del satélite j desde los receptores fijo y móvil, multiplicado por la longitud de onda, por tanto en unidades de longitud.

Utilizando esta técnica, para que el receptor móvil pueda calcular su posición en tiempo real a partir de las correcciones diferenciales de fase, debe resolver ambigüedades. Se denomina **ambigüedad** al número entero desconocido de ciclos al comienzo de la recepción que permite obtener la distancia al satélite a partir de la observable de fase.

Gracias a los algoritmos OTF (On The Fly) es posible resolver ambigüedades al mismo tiempo que se efectúa la observación (en tiempo real), es decir, fijar el número de ciclos enteros que separan la antena del receptor con el satélite; este proceso se denomina inicialización. Las ambigüedades se consideran constantes a lo largo de toda la observación, lo cual implica un seguimiento continuo de la señal [García-Asenjo et al., 2004].

En el posicionamiento diferencial las ambigüedades, el estado de los relojes y los 3 incrementos de coordenadas entre receptores se resuelven por medio de tres métodos:

- Método de simples diferencias: Ecuaciones correspondientes a la común recepción instantánea de un satélite. Elimina los errores del reloj del satélite.
- Método de dobles diferencias: Ecuaciones correspondientes a la común recepción instantánea de dos satélites. Elimina los errores del reloj de satélite y receptor, elimina las pérdidas de ciclo y la indeterminación de órbitas y otras fuentes de error.
- Método de triples diferencias: Ecuaciones correspondientes a la común recepción instantánea de dos satélites primero en una posición y luego en otra. Elimina los mismos errores que en dobles diferencias y la ambigüedad de ciclos.

Debido a los avances en materia de posicionamiento diferencial para la determinación de los errores tanto en posicionamiento diferencial por fase como por código, se utilizan algoritmos matemáticos más complejos con el fin de conocer las fuentes de errores que intervienen y el modo en que lo hacen.

3.1.5. Correcciones diferenciales

La corrección diferencial es el proceso en el cual se sitúa un receptor en un punto conocido, llamado "estación base", y se utilizan estos datos recogidos para calcular las correcciones en cada instante dadas las coordenadas precisas de la estación. La posición incógnita de otro receptor ubicado en una "estación móvil" (denominado también estación remota o rover) puede mejorar la precisión de su posición aplicando aquellas correcciones.

La justificación teórica y componentes de la corrección ya se han abordado en el epígrafe anterior. Ahora pasamos a describir los formatos y métodos para enviar los datos de las correcciones desde la estación fija al rover.

En primer lugar debemos clasificar los diferentes tipos de correcciones dependiendo del tipo de posicionamiento a efectuar [IGN 2010].

Corrección diferencial en tiempo real

En RTDGPS (Real Time DGPS) "la estación base" calcula e inmediatamente transmite la corrección para cada satélite. Esta corrección es recibida por el móvil mediante un protocolo de transporte y la aplica a la posición que está calculando. El resultado es una posición diferencialmente corregida en el móvil. Este sistema es el utilizado en navegación y también para determinación de datos Topográficos.

Corrección diferencial a post proceso

En DGPS a post proceso la estación base registra todos los datos necesarios para cada satélite en un archivo. Posteriormente, un programa de corrección diferencial compara época a época los datos del fichero base con las coordenadas precisas de la "estación base" y, aplicando las correcciones al archivo de la "estación móvil", genera un archivo de posiciones corregidas. Este sistema es el utilizado cuando queremos obtener mayor precisión para fines geodésicos.

Corrección diferencial inversa

Se suele aplicar en control de flotas. Los datos recogidos por los distintos móviles se envían a un centro de control que dispone de correcciones diferenciales (o las obtiene mediante una "estación base") y las aplica a todos ellos obteniendo su posición corregida. En este tipo de tecnología el móvil desconoce su posición corregida.

Corrección de pseudodistancia

La "estación base" genera una corrección para cada una de las pseudodistancias observadas (PRC Pseudo Range Correction, Corrección a la pseudodistancia) y su variación con el tiempo (RRC Range Rate Correction), época a época, para los

satélites observados. El equipo móvil aplica estas correcciones sobre los satélites que esté utilizando para calcular su posición. Este es el método más correcto.

Corrección por posición

Se utiliza cuando la estación móvil y base observan la misma constelación, o se supone que sea así. Se calcula la diferencia de latitud, longitud y altura elipsoïdal en la "estación base" para aplicársela al móvil. Es el método más sencillo pero tiene el inconveniente de que sólo si en la base y en el móvil se usan los mismos satélites (constelación idéntica) puede considerarse rigurosamente correcta.

3.1.5.1. Formato de envío de correcciones

Ante la pluralidad de los formatos RTK que existían en la industria del GPS y la necesidad de aprovechar la misma base por receptores de diferentes marcas, se hizo notoria la ausencia de un estándar. Así el estándar establecido por la Marina de Estados Unidos, RTCM(Radio Transmision Comnision Marine) SC-104 o más brevemente, RTCM, se acepta hoy internacionalmente y lo soportan todos los tipos de receptores. La versión preliminar, RTCM 1.0 de 1985, se reemplazó en 1990 por RTCM 2.0 y en 2004 por RTCM 3.0 [Seeber, 2003]. El formato RTCM 2.0 proporciona correcciones de código y, a partir de la versión 2.1, permite resolver ambigüedades, obteniendo así posición centimétrica. Toda la información necesaria puede transmitirse con un ancho de banda de 1200 bps (bits per second) o menos. Dependiendo del ratio de datos y del número de satélites, el ancho de banda requerido puede reducirse a 100 bps.

Desde la versión RTCM 2.1, disponible desde enero de 1994, es posible realizar correcciones de fase y así pueden resolverse ambigüedades en la estación móvil. Esta versión se necesita para GPS diferencial estándar y se necesita al menos un ancho de banda de 4800 bps. La versión RTCM 2.2, desde enero de 1998, incluye más información y la opción de transmitir correcciones de más sistemas GNSS, como el GLONASS. La versión RTCM 2.3 (RTCM 2001), desde mayo de 2001, es bastante más refinada y permite, por ejemplo, incluir datos de variación del centro de fase de antena (PCV). RTCM 3.0 (RTCM 2006), disponible desde abril de 2004, se ha pensado para trabajar en redes RTK, que, por ejemplo reduce la cabecera de los mensajes para aumentar la velocidad de transmisión.

El formato de mensaje RTCM es muy similar al del mensaje de navegación GPS. El mensaje consiste en palabras de 30 bits. Cada palabra está formada por 24 bits de datos y 6 pares de bits. Todos los mensajes empiezan por una cabecera de dos palabras que contiene información como la identificación de la estación de referencia, el tipo de mensaje y un tiempo de referencia para los parámetros. En total, se reservan 64 tipos de mensajes, que en su mayoría no están aún definidos. Para información más detallada pueden consultarse [Parkinson et Enge 1996], [Kaplan 1996], [Hoffmann-Wellenhoff et al., 2001] o los documentos oficiales del Institute of Navegation, comisión especial 104 RTCM [RTCM 2001, RTCM 2004 y RTCM 2006].

La versión RTCM 3.1, disponible desde mayo de 2007 [Jäger et al., 2008], ha sido diseñada para, además de enviar correcciones de red, definir los algoritmos de transformación y estructura de datos para que sean transmitidos desde el servicio GNSS al receptor móvil. De esta manera, gracias al uso de mensajes de transformación, las coordenadas recibidas en ITRF pueden transformarse automáticamente al datum que se requiera. Los mensajes 1021 al 1027 son los reservados para definir los parámetros de la transformación.

3.1.5.2. Protocolos de transporte.

Habiendo fijado ya el formato de los datos a transmitir, se define en este epígrafe el medio de transporte que usarán los mismos. En un principio, el RTK se ha venido realizando por medio de transmisores de radio, desde la estación UHF principalmente, en la banda de 450-470 Mhz con modulación GMSK y a velocidades típicas de 9600 baudios, que permitió cubrir rangos de hasta 20 Km. con transmisores de 35 vatios, obteniéndose con facilidad soluciones centimétricas. A pesar de la confiabilidad de este sistema, está limitado por el alcance de los radios transmisores, lo cual constituyó la razón principal para la investigación de nuevas formas de transmisión de las señales de corrección.

Así, por ejemplo, surgió el RASANT (*Radio Aided Satellite Navigation Technique*) el cual envía correcciones a través de emisoras FM locales en modo continuo, con un subcarrier que se recuperaba con un receptor-MODEM. Pero con éste sistema al alejarnos de la estación de referencia vamos perdiendo precisión, aunque para determinadas aplicaciones como navegación normal fue válido en su momento, pero solamente para correcciones de código.

Para mejorar las precisiones en un área mayor se han desarrollado los llamados Sistemas Diferenciales de Área Extensa como WASS o EGNOS, que utilizan un satélite geostacionario para enviar el mensaje de las correcciones y que desarrollaremos en apartado 3.2 de este mismo capítulo.

Actualmente Internet con su protocolo TCP/IP, se ha convertido en el estándar de las Redes, y aunado a esto la proliferación de las Sistemas de Teléfonos Celulares con tecnologías que nos permiten navegar en la red, y recuperar cualquier información o mensajes se estén insertado en la misma, cambia completamente el panorama para el intercambio de información, y es aquí donde se crea NTRIP, ó Network Transmisión of RTCM vía IP, que en forma práctica lo podemos definir "*como la recepción en un celular de las correcciones RTCM que la Base GPS esta insertando en Internet*". Un proceso éste que es la base de la utilización de Estaciones de Referencia GNSS (CORS) como veremos en el apartado 3.3 de este capítulo.

3.2. SISTEMAS DE AUMENTACIÓN GNSS

El objetivo de ésta investigación es la integración de un sistema de aumentación, en concreto EGNOS, con la metodología de posicionamiento por Estaciones de Referencia Permanentes GNSS, con la solución por VRS. Por lo que se desarrollan en este epígrafe los diferentes sistemas de aumentación existentes.

De entre los campos de aplicación posibles, uno de los más exigentes era el de la aviación civil debido al alto nivel de responsabilidad que implica (precisión, continuidad, integridad y disponibilidad) así como para aplicaciones topográficas y geodésicas. Ninguno de los sistemas de posicionamiento por satélite absoluto cumplía por sí mismo con el nivel de exigencia de estos sectores, debido a que alguna (o todas) las características inherentes de estos sistemas no cumplían con el nivel estipulado de requerimientos.

Así, con GPS y GLONASS ni la continuidad del servicio ni su integridad están garantizadas, lo que significa que no todos los satélites están siendo monitorizados de forma continuada en el tiempo y puede producirse una pérdida de señal en un momento puntual. A ello se une que el tiempo para iniciar la alarma en caso de fallo de señal se estima que va de unos minutos a unas horas [Groves, 2008], que no hay una garantía de servicio y que la calidad del servicio no está indicada. Además la precisión no es la suficiente ya que la precisión vertical es del orden de los 10 m. Por lo tanto, sucede que los sistemas de posicionamiento actuales por sí mismos no cumplen con las exigencias de algunos sectores como los mencionados y necesitan mejorar su nivel de prestaciones para ser considerados, al menos, como una alternativa real dentro de dichos sectores de mercado.

Es, en este contexto, en el que surgen los **sistemas de posicionamiento diferencial o sistemas de aumentación** de los sistemas de posicionamiento por satélite, cuyo objetivo, en éste estudio, es la mejora de sus prestaciones para así poder ser empleados como sistemas de posicionamiento y guiado por parte de la aviación civil. Desde el año 1992 la Organización Internacional de Aviación Civil (OACI) planteó el sistema GNSS como un sistema de aprovechamiento de las constelaciones GPS y GLONASS, pero complementadas con sistemas de aumentación, a través de otros satélites y tecnologías, cuyo objetivo principal es garantizar de forma inexorable los requisitos de la aviación civil en todas las fases del vuelo del vehículo aerotripulado (desde la fase de despegue hasta la de aterrizaje).

Los sistemas de aumentación suponen la incorporación a los existentes GNSS de un servicio de mejoras, como el incremento de la integridad gracias a la monitorización en tiempo real, la disponibilidad, la continuidad y la precisión, todo ello gracias a un servicio de correcciones diferenciales. Es, por tanto, un método de mejora de los atributos de los sistemas de navegación a través de la integración de información externa en el proceso de cálculo [GMV 2011]. Algunos de estos sistemas de aumentación transmiten información adicional acerca de las fuentes de error (como fallos en el reloj, efemérides o el retraso

ionosférico), otros proporcionan mediciones directas de la señal, mientras un tercer grupo proporciona información adicional del satélite para ser integrada en el proceso de cálculo. De esta forma, las aumentaciones además de comprender una serie de sistemas que iremos viendo en los sucesivos apartados (SBAS, GBAS, etcétera) cuyo denominador común es estar basados en técnicas diferenciales (DGPS), englobarían también la incorporación/integración de nuevas técnicas como los sistemas de navegación inercial (INS-GPS) que permiten obtener información adicional del satélite e incorporar ésta en el proceso de cálculo.

De esta forma, los sistemas de aumentación complementan a los sistemas GNSS con señales de telemetría adicionales, un servicio de corrección diferencial y un sistema de alertas de integridad. Las señales telemétricas adicionales incrementan la cobertura en áreas urbanas y montañosas, donde muchas veces las señales GPS pueden verse bloqueadas por el terreno o por los edificios. Estas señales adicionales también ayudan al usuario del sistema en el control de la integridad [Groves, 2008], cuyas alertas (de integridad) protegen a los usuarios de los efectos de las señales GPS erróneas. El incremento de la integridad es un requisito esencial para aplicaciones críticas de seguridad (*safety of life*). Por su parte, las correcciones diferenciales permiten conseguir un posicionamiento más preciso mediante el empleo de técnicas DGPS.

Podemos hacer múltiples clasificaciones de los sistemas de aumentación atendiendo a diversidad de criterios [Quintanilla y Berné 2003], pero destacaremos dos, siendo la segunda de ellas la más empleada y la que usaremos de referencia:

(1) En función del área afectada

Sistemas mundiales de aumentación DGPS con aplicación cartográfica (WWDGPS). Como OmniSTAR, RTX (Real- Time Extended)

Sistemas de aumentación de área extensa WADGPS. Los SBAS.

Sistemas regionales de aumentación DGPS (VRS, MAC, RTK).

Sistemas locales de aumentación LADGPS. (GBAS y ABAS).

(2) En función de cómo el sensor GNSS recibe la información externa:

SBAS (*Satellite Based Augmentation System*). Transmiten las correcciones a través de satélites geoestacionarios.

GBAS (*Ground Based Augmentation System*). Transmiten las correcciones a través de transmisores terrestres.

ABAS (*Aircraft Based Augmentation System*). Mejoran la precisión a partir de sistemas incorporados en la propia aeronave

Como los diversos sistemas de aumentaciones tienen su razón de ser en la mejora de los atributos de los diferentes sistemas de posicionamiento y en el cumplimiento de las exigencias del sector de la aviación civil, resulta por tanto obligado ceñirnos fielmente a la segunda de las clasificaciones anteriores por ser la empleada por dicho sector (OACI). Así, si atendemos a esta clasificación, diremos que los sistemas más importantes son los 2 primeros. Por una parte, los sistemas SBAS transmiten la información a través de una red de satélites geoestacionarios y su área de cobertura aproximada es un gran país o un pequeño continente. Por otra parte estarían los GBAS, los cuales sirven a un área de tipo local, tal y como puede ser un aeródromo o un aeropuerto, proporcionando un servicio de precisión más alta que los SBAS y transmitiendo correcciones a los usuarios a través de transmisores terrestres.

3.2.1. Sistemas de aumentación basados en satélites (SBAS)

Los sistemas de aumentación de este tipo son los que están basados en satélites (SBAS; *Satellite Based Augmentation System*), cuya característica principal es que cubren grandes extensiones siendo todos ellos, en consecuencia, sistemas WADGPS. Los SBAS tienen su razón de ser en el que hecho de que permiten aplicar las mejoras propias de un sistema de aumentación a un área de cobertura muy amplia, del rango de un gran país o un pequeño continente. En esta carrera por no quedarse atrás tecnológicamente, muchas potencias se han apresurado por contar con sistemas de aumentaciones de este tipo. Así, a día de hoy, hay 8 sistemas SBAS, en diferentes fases de desarrollo en este momento, tal y como vemos en la tabla 9.

Sistema SBAS	Área de cobertura	Operado por	Longitudes Satélite Geoestacionario	Estado
WAAS	Norte América	FAA	133°/107.3°/98° W	En uso
EGNOS	Europa y países del entorno	ESA	-15,5 / 21,5° / 25°	En uso
MSAS	Japón	JCAB	140° / 145°	En uso
SDCM	Rusia		16°/167°	En prueba
GAGAN	India		55°/ 83°	En prueba
SNAS	China		80° / 110° /140°	En proyecto
NIGCOMSAT	Nigeria		42°	En proyecto
SACCSA	Latinoamérica		-	En proyecto

Tabla 9. SBAS por países o zonas geográficas [Fuente: elaboración propia].

Los sistemas SBAS mejoran el posicionamiento horizontal y vertical del receptor, además de proporcionar información sobre la calidad de las señales. Aunque inicialmente fueron desarrollados para dar una precisión mayor a la navegación aérea, cada vez se está generalizando más su uso en otro tipo de actividades que requieren de un posicionamiento más preciso de la señal GPS.

Entre las funciones de mejora que ofrecen los sistemas SBAS destacamos las siguientes:

- Aumentar la precisión de GPS y GLONASS: mientras que estos sistemas tienen una precisión de unos 20-70 m, los SBAS ofrecen una precisión de entre 1 y 10 m, variando ésta de un sistema a otro.
- Incrementar la integridad del sistema informando de posibles fallos en satélites con mayor rapidez. Mientras que el GPS puede tardar 15 minutos para aplicaciones críticas, los actuales sistemas civiles requieren entre 6 y 30 segundos de retardo para informar de un fallo. Los SBAS alcanzan este requisito, siendo así imprescindibles para ciertas aplicaciones.
- Incrementar la disponibilidad. Actualmente el GPS tiene una disponibilidad de un 95-98%, mientras que sistemas como el EGNOS tienen una disponibilidad de hasta el 99,97%.
- Otras prestaciones como la cobertura queda limitada a la región del sistema de aumento, mientras que la continuidad de servicio depende del propio sistema GPS o GLONASS.

Actualmente, existen tres sistemas SBAS operativos certificados: EGNOS, WAAS, y MSAS que proveen a casi todo el mundo con servicio SBAS, mientras otros lo harán en un futuro próximo (GAGAN, SACCASA, AFI, SDCM, SNAS y MALAYSIA). [ESA 2013]

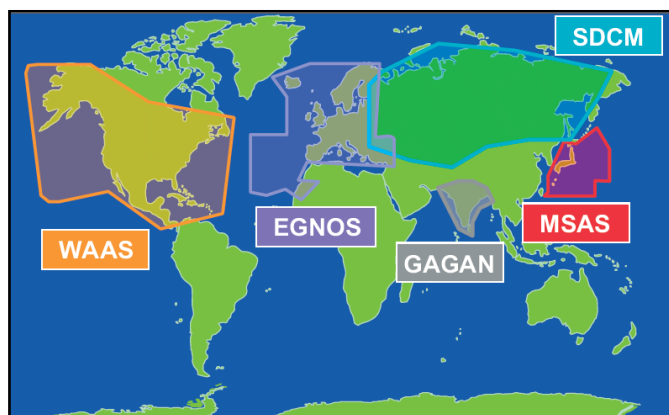


Fig 41. Áreas de cobertura de los principales SBAS existentes [Fuente. ESA 2013].

Los estándares internacionales garantizan la compatibilidad y la interoperabilidad de los SBAS, de manera que los encargados de desarrollar el sistema deberán tener en cuenta las normas y los métodos recomendados (SARPS, Standards and Recommended Practices), al igual que los fabricantes de receptores deben garantizar la conformidad con el MOPS (Minimum Operational Performance Specifications) para que los diferentes SBAS difieran poco respecto a los estándares.

3.2.1.1. Fundamentos de sistemas SBAS

Cada sistema SBAS cuenta con una red de varias decenas de estaciones de referencia (segmento terrestre) dispersadas a través del territorio que pretende cubrir y desde las cuales se monitoriza la señal GPS. Por su parte, el segmento espacial de estos sistemas comprenden uno o varios satélites GEO. El funcionamiento del sistema es muy sencillo y se basa en que el segmento terrestre retransmite los datos a una instalación de procesamiento central en donde se evalúa la validez de las señales y se calculan las correcciones a los datos de efemérides y de reloj radiodifundidos de cada satélite. Así, para cada satélite GPS o GLONASS vigilado, el SBAS estima los errores en los parámetros y aplica, a su vez, las correcciones, que serán transmitidas a los satélites GEO para, poco después, este último retransmitirlas a los receptores GNSS.

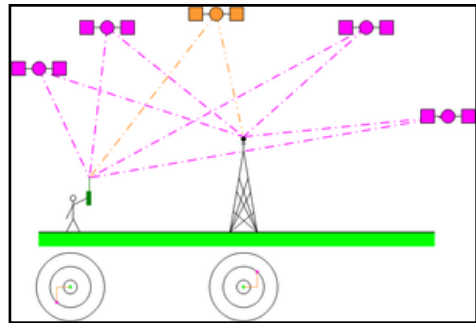


Fig 42. Esquema de funcionamiento de los sistemas SBAS.

Obviamente, el servicio completo SBAS sólo se ofrece en la zona de cobertura determinada por las estaciones terrestres. El servicio completo incluye las correcciones diferenciales y los datos ionosféricos. Por su parte, las señales telemétricas adicionales y las alertas de fallo de la señal del satélite pueden ser usadas totalmente en el área de cobertura de cada satélite geoestacionario, el cual normalmente se extiende desde latitudes de -70° a $+70^\circ$ y longitudes que están entre los 70° del satélite. De esta forma, el área de cobertura del FOC de un sistema SBAS puede ser expandida dentro de la huella de la señal incrementando el número de estaciones de referencia. Esto es lo que pasa con el sistema WAAS, cuya zona de cobertura está siendo expandida desde los EEUU hasta incorporar México y la mayor parte de Canadá, mientras que la cobertura EGNOS se prevé que pueda ser ampliada hacia el interior de Rusia [GMV 2011].

Es importante distinguir entre las zonas de cobertura y las zonas de servicio SBAS. La zona de cobertura se define por las huellas en tierra (*footprints*) de las señales de los satélites geoestacionarios. Las zonas de servicio para un SBAS determinado se establecen por el Estado responsable dentro de la zona de cobertura SBAS. El Estado es el responsable

de designar los tipos de operaciones que pueden llevarse a cabo dentro de una determinada zona de servicio.

3.2.1.2. Formato de Señal

Todos los sistemas SBAS transmiten un formato común de señal, desarrollado originalmente por WAAS, permitiendo esto que puedan ser empleados los mismos receptores. Así, una señal se transmite en la frecuencia portadora L1 con el mismo índice de *chipping* y longitud de código que el C/A, pero empleando diferentes códigos PRN y un mensaje de navegación también distinto. Como los programas SBAS están sometidos a programas de actualización y mejora constante, se prevé que con objeto de satisfacer los requerimientos de la plena capacidad operativa (FOC) del sistema, se incorpore una segunda señal basada en la L5I [GMV 2011].

El mensaje de navegación SBAS en la frecuencia GPS L1 es transmitido con un índice de datos medio de 250 bits/s. Existen diferentes tipos de mensaje, cada uno de los cuales tiene 250 bits de largo y tarda un segundo en ser transmitido. Los datos incluyen la posición y velocidad del satélite SBAS, las correcciones diferenciales para las señales GPS, parámetros del modelo ionosférico, y otros datos que pueden ser usados para estimar la precisión de las medidas de pseudodistancias corregidas por el sistema SBAS. La celeridad con la que son transmitidos los mensajes de corrección, normalmente transmitidos cada 10 s, permiten contar con las correcciones diferenciales (muy precisas), además de con datos sobre el llamado “estado del satélite” (*satellite health data*). La gran velocidad de transmisión permite que todos estos datos puedan ser actualizados rápidamente y así, en el momento en el que se produzca un fallo rápido de la señal de un satélite, la emisión de un mensaje de correcciones casi instantáneo permitirá al usuario recibir una alerta de integridad en un máximo de 6 s desde la detección del fallo.

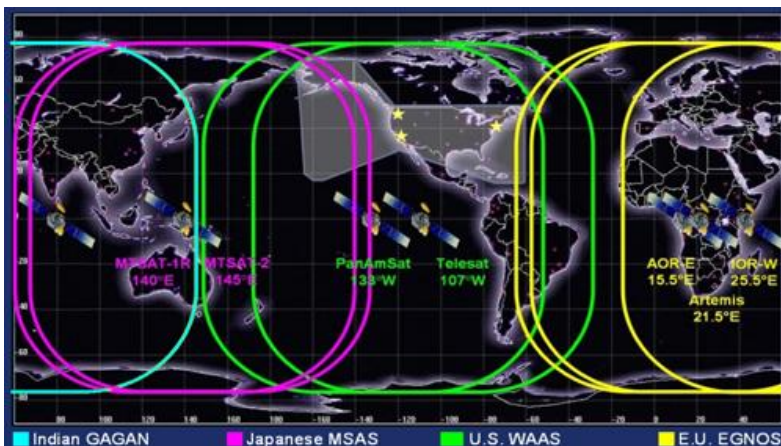


Fig 43. Huella de los satélites de los principales SBAS [Fuente: ESA].

Además de los SBAS desarrollados por áreas geográficas (tabla 9), existen algunos más, desarrollados con fines tanto comerciales (StarFire operado por John Deere o el Starfix operado por Fugro) como militares como el sistema *Wide Area GPS Enhancement* (WAGE) estadounidense, el cual permite mejorar la precisión horizontal de la señal GPS transmitida en el código P.

3.2.1.3. Arquitectura SBAS

Un SBAS es un sistema de seguridad diseñado para aumentar uno o varios sistemas de navegación por satélite. En este sentido, no es un sistema autónomo. Las partes principales de la arquitectura SBAS son [ESA 2015]:

-Segmento Espacial: que comprende los satélites geostacionarios (GEO) encargados de transmitir una señal portadora con la información SBAS.

-Segmento terreno: que comprende todos los elementos de tierra a cargo de la prestación del mensaje SBAS para navegación. Los principales elementos son los siguientes:

- Network Monitoring Station.
- Centro de Proceso de Instalación.
- GEO Satellite Control Center.
- Comunicación Layer.

-Segmento de soporte: que comprende todos los elementos que necesita para apoyar la operación y el mantenimiento correcto de los SBAS: control de la configuración, evaluación del desempeño, el mantenimiento y el desarrollo, etc.

-Segmento de usuario: comprende todo el equipo de usuario necesario para recibir y utilizar la información SBAS.

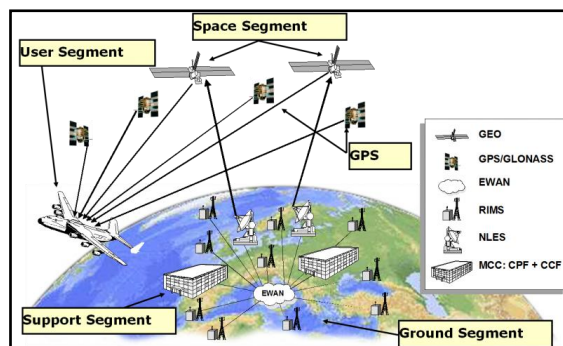


Fig 44. Arquitectura de SBAS [fuente ESA].

La arquitectura básica de todos los sistemas SBAS está conformada por una red de estaciones terrestres de referencia distribuidas por una amplia zona geográfica (países o continentes enteros) que supervisan a las constelaciones de satélites de GNSS.

Estas estaciones retransmiten los datos a una instalación de procesamiento central que evalúa la validez de las señales y calcula correcciones a los datos de efemérides y reloj radiodifundidos de cada satélite en visión. Para cada satélite GPS o GLONASS vigilado, el SBAS estima los errores en los parámetros, y a su vez estas correcciones son transmitidas al usuario por medio de satélites geoestacionarios.

Luego el receptor de a bordo ajusta la información recibida directamente de los satélites GNSS con las correcciones recibidas de los satélites geoestacionarios, para así lograr una navegación más fiable. Los sistemas SBAS emplean mediciones telemétricas en 2 frecuencias para calcular el retardo de la medición de distancia introducido por la ionosfera y radiodifunde las correcciones aplicables en puntos de la cuadrícula ionosférica (*grid points*) predeterminados. El receptor SBAS del usuario interpola entre los puntos de la cuadrícula para calcular la corrección ionosférica a lo largo de su línea de alcance óptico a cada satélite.

Además de correcciones de reloj, efemérides e ionosféricas, el SBAS evalúa y transmite parámetros que limitan la incertidumbre en las correcciones. Combinando estos cálculos de incertidumbre de la precisión de las correcciones, el receptor SBAS del usuario modela un error para obtener así una solución propia.

3.2.1.4. Finalidades específicas de los SBAS para Navegación aérea.

Entre los objetivos de los sistemas SBAS se pueden citar los siguientes [Martínez Vadillo 2007]:

-Incrementar la integridad del sistema para cumplir con los requisitos de un sistema de navegación único. Los estándares civiles requieren el aviso de fallo del sistema en menos de 30 s cuando se está en ruta, 10 s en una aproximación de no-precisión y 6 s en una aproximación de precisión. En contraste, el sistema GPS puede llegar a requerir de un tiempo de entre 1,5 y 2 horas para notificar al usuario el fallo de un satélite.

-Incrementar la precisión del sistema GPS para cumplir con los requisitos de un medio único de navegación para aproximaciones de precisión. Sin aumentación de ningún tipo, los sistemas NAVSTAR-GPS y GLONASS sólo pueden ser utilizados para aproximaciones de no-precisión (NPA).

-Incrementar la disponibilidad del sistema para cumplir con los requisitos de un medio de navegación único. Actualmente la disponibilidad del sistema GPS varía entre el 95 y el 98%. Como consecuencia, se requiere la confirmación de la disponibilidad de los satélites a lo largo de la ruta del GPS previa a cada vuelo en el que se desee utilizar GPS como medio de navegación primario. Esto es debido a

que antes de los sistemas SBAS, era necesario dedicar un satélite en línea de visión para supervisar únicamente la integridad del sistema.

Entre las ventajas del SBAS podemos enumerar las siguientes [ENAIRE 2015]:

- **Provee una guía tridimensional** para aproximaciones de precisión a las aeronaves dentro del área de servicio. Este método de operación del SBAS mejora significativamente los instrumentos bidimensionales de navegación existentes que no pueden proveer referencias verticales precisas a los pilotos.
- **Provee gran precisión** (hasta 5 m en Z y hasta 2 m en XY) y disponibilidad (radiodifunde señales similares al GPS por medio de varios satélites geoestacionarios) para aproximaciones de CAT I. Además permite una mejora de la integridad (alto nivel de redundancia en el sistema y notificación de fallos en 6 s), de gran importancia para la seguridad del sistema GPS y como apoyo a las operaciones de vuelo.
- **Reduce las posibilidades de accidentes** contra tierra durante vuelos controlados y aproximaciones.
- **Elimina los costes** asociados en el mantenimiento de los instrumentos de navegación más antiguos con base terrestre tal como los NDB, VOR, DME y los ILS para CAT I.
- **Reduce el número de piezas de equipos** de a bordo de la aeronave. Además sólo requiere de una antena y de un pequeño receptor montado en la cabina de la aeronave.
- **Permite reducir los estándares** que rigen la separación entre aeronaves en vuelo, permitiendo alojar un mayor número de ellas en un espacio dado, sin aumentar los riesgos.
- **Permite ahorrar combustible** haciendo posible vuelos más directos y aproximaciones más seguras.

A continuación se realiza una breve descripción de los diferentes sistemas disponibles o en proyecto, aunque se desarrollará con más detalle el sistema EGNOS en el capítulo 4 por ser objeto de ésta investigación.

3.2.1.5. Descripción de sistemas SBAS

Wide Area Augmentation System (WAAS)

El sistema WAAS, operativo desde el año 2003, es el SBAS desarrollado por el gobierno de los EEUU y operado por la FAA. Su área de cobertura se limita, a día de hoy, a América del Norte. Como el resto de los sistemas de este tipo, WAAS proporciona una mayor fiabilidad de la señal GPS, a la vez que una mayor precisión, en un promedio de hasta 5 veces mayor que la obtenida sin hacer uso del sistema [FAA 2015].

En la actualidad utiliza 38 estaciones WRS, repartidas entre EEUU, Canadá, Méjico y Puerto Rico. Cada una de estas estaciones recibe señales GPS y ésta información es enviada a la estación maestra. Hay tres estaciones maestras que recogen los datos y crean un mensaje de correcciones.

De esta forma, el sistema WAAS supone una serie de mejoras de las prestaciones del sistema GPS, tal y como vemos a continuación [FAA 2015]:

- **Precisión**. WAAS proporciona aproximadamente una precisión de posición superior a los 7,6 m, al menos durante el 95% del tiempo, para cumplir así con las exigencias de la OACI. Los resultados obtenidos en campo han demostrado precisiones de unos 1-1,5 m en la mayor parte de los estados contiguos de EEUU y de gran parte de Canadá (CWAAS) y Alaska.
- **Integridad**. Según las especificaciones del sistema WAAS, el sistema debe alertar de errores en el sistema en un tiempo máximo de 6 s.
- **Disponibilidad**. Antes de la aparición de WAAS, la señal GPS podía llegar a no estar disponible hasta un tiempo total de 4 días al año. Con WAAS la disponibilidad pasa a ser del 99,999% para todo el área de servicio, lo que equivale a un tiempo total de unos 5 m/año.

Por último decir que la información del sistema WAAS es compatible con la estructura básica de la señal GPS, lo que significa que cualquier receptor GPS habilitado para WAAS puede leer la señal, siendo esto una gran ventaja, tanto económica como funcional, del sistema WAAS al no requerir de un equipo adicional.

European Geostationary Navigation Overlay Service (EGNOS)

El programa EGNOS es un sistema de navegación por satélite, SBAS, basado en la aumentación de las prestaciones proporcionadas por el sistema GPS. Es un programa impulsado en el año 1994 por el llamado Grupo Tripartito formado por la Unión Europea, Eurocontrol y la Agencia Espacial Europea (ESA) permitiendo afrontar la demanda de necesidades no sólo de la aviación civil, sino también de otros medios de transporte y diferentes aplicaciones.

A través de la utilización de tres satélites geoestacionarios y de una amplia red de estaciones de tierra (RIMS) recibirán las informaciones de distancia de los satélites que se enviarán al centro de control (MCC), el cual estimará los errores de distancia y la información de integridad y lo enviará a los usuarios con receptor EGNOS a través de las estaciones NLES.

Por tratarse del sistema que vamos a utilizar en esta investigación se dedica el capítulo 4 , profundizando más en el funcionamiento y prestaciones de EGNOS.

Arquitectura del sistema MSAS

El segmento terrestre del sistema MSAS está compuesto por 2 estaciones de control principales (MCS). Con objeto de proporcionar un servicio MSAS en la llamada *Región de Información de Vuelo* del Japón, se instalaron una serie de estaciones de vigilancia de tierra (GMS) en 4 centros de control de tránsito en rutas aéreas. Para garantizar una determinación exacta de la órbita de los MTSAT se instalaron además 2 estaciones de vigilancia y cronometría (MRS) en cada una de las estaciones MCS y otras 2 fuera de territorio japonés: Hawaii (EEUU) y Canberra (Australia) [ESA 2015].

En operaciones normales, los usuarios reciben hasta 2 señales SBAS con diferentes códigos PRN. Cada señal se carga desde una MCS diferente a un satélite diferente. Si falla uno de los satélites, la MCS conmutaría la señal desde el satélite que está fallando a otro. Así, aún en estas condiciones anormales, la aviónica del usuario podría recibir las 2 señales SBAS. Esta arquitectura garantiza un servicio SBAS sumamente redundante y fiable.

GPS Aided Geo Augmented Navigation (GAGAN)

El sistema GAGAN es el SBAS puesto en marcha por el gobierno indio y desarrollado por la agencia espacial de ese país (ISRO). El proyecto consiste en el establecimiento de 15 estaciones de referencia de la India con tres Centros de Control. Desde El 21 de abril de 2015 está certificado para los servicios de aproximación de precisión APV 1. Es capaz de ayudar a los pilotos para navegar en el espacio aéreo indio por una precisión de 3 metros [ISRO 2015].

Su objetivo, como el de otros SBAS, es el de proporcionar un sistema de navegación para todas las fases de vuelo sobre el espacio aéreo indio y el de su entorno (océano Índico, así como amplias zonas de la región Asia/Pacífico), lo que significa un incremento de la precisión y de la fiabilidad de la señal. Se aplica a operaciones de tipo *safety to life* y cumple con las exigencias de la OACI en esta materia, tanto de tipo técnico como las relacionadas con la interoperabilidad con el resto de sistemas SBAS.

En el caso de la India hay una peculiaridad propia respecto al resto de los sistemas SBAS vistos anteriormente y es que este país está situado cerca de la línea del ecuador terrestre, lo que provoca que la ionosfera tenga un efecto más importante en las señales GPS que atraviesan su espacio aéreo. Así, con objeto de evaluar adecuadamente la influencia de la ionosfera en las señales GPS y reducir su efecto, se ha iniciado la

elaboración de un modelo ionosférico basado en los datos compilados en gran número de localidades durante un amplio período de tiempo.

GAGAN ofrecerá unas grandes precisiones de posicionamiento sobre un área geográfica muy extensa, coincidente con el espacio aéreo indio. Estas precisiones estarán disponibles simultáneamente para 80 aeropuertos/aeródromos civiles y 200 no-civiles, un número que será incrementado hasta un total de 500, según las expectativas del sistema.

SACCSA (Solución de Aumentación para el Caribe, Centro y Sur de América)

Es un proyecto de OACI, RLA/02/903, basado, en sus distintas fases, en ensayos en vuelo, los análisis de viabilidad técnica, financiera, operacional e institucional, y en el desarrollo de un prototipo de un centro de proceso del sistema y una red de monitorización que muestre las prestaciones de un sistema SBAS sobre el continente.

El objetivo final es, por tanto, la implantación de un sistema de aumentación basado en satélites para satisfacer los requisitos de precisión, integridad, continuidad y disponibilidad en la navegación por satélite de los usuarios de aviación, principalmente, en el espacio aéreo de las regiones CAR/SAM.

El proyecto se ha desarrollado en diferentes fases.

1. Fase I. Consistió en ensayos en vuelo SBAS/EGNOS en las regiones CAR/SAM, que permitieron evaluar las prestaciones y la viabilidad de implantación del sistema, sobre la base del programa EDISA de la Comisión Europea. Los datos resultantes mostraron preliminarmente que era viable radiar una señal SBAS en las Regiones CAR/SAM, sobre la base del despliegue de una infraestructura terrena de estaciones RIMS, pudiendo llegar a conseguir unas actuaciones en torno a capacidad APV-I (aproximación con guiado vertical, nivel I). En 2003 se realizaron ensayos para analizar la posibilidad de ampliación hasta la zona de servicio de EGNOS ó WAAS, pero en los dos casos se llegó a la conclusión de que no era viable la extensión de los sistemas ya que implicaría una reducción de prestaciones.
2. Fase II. Consistió en la definición y análisis de viabilidad del sistema SACCSA. Se llevaron a cabo la definición de especificaciones de los Segmentos de Tierra y de Vuelo, análisis de prestaciones del sistema, análisis de gestión y explotación, estudio de viabilidad económica y financiera, y análisis de la planificación de las actividades necesarias para disponer de un SBAS en el continente, además de la impartición de cursos y seminarios en la región.
3. Fase III. Consiste en completar los estudios de sistema de la Fase II, cerrando temas como las comunicaciones, ionosfera, topología de red terrena, etc. Se incluyen también en esta fase la definición de actividades de soporte a la

validación / certificación del sistema, además de seminarios GNSS avanzados. También incluye el desarrollo y operación de un sistema formado por un Centro de Captura de Datos y un prototipo del Centro del Proceso y Análisis SACCSA, que junto a una red de monitorización distribuida a lo largo del continente Latinoamericano, permitirán obtener las prestaciones SBAS iniciales sobre el continente.

En estos momentos SACCSA se encuentra en fase de desarrollo, incluyendo importantes investigaciones para resolver los problemas ionoséricos que afectan a las regiones de Caribe, Centro y Sur América (estos problemas hacen que no sea factible implantar un sistema como WAAS o EGNOS por el tipo de algoritmos y soluciones ionosféricas que emplean) [AENA 2012].

El sistema se está desarrollando bajo la supervisión de OACI, a través de un proyecto de cooperación técnica, y a finales del 2010 puso una SIS operativa de pruebas durante 7 días, demostrando la factibilidad de su funcionamiento.

En estos momentos está en la llamada FASE III, que concluirá con las demostraciones de factibilidad ante situaciones complejas (tormentas de los equinoccios de otoño 2012 y primavera 2013), así como los estudios de diferentes modelos financieros para su implementación.

NIGCOMSAT(Nigeriam Comunicación Satellite Space Based Augmentation System)

Es una iniciativa del gobierno de Nigeria para desarrollar un sistema SBAS para el continente Africano. Se inició en 1999 desarrollado con tecnología de China, con la puesta en órbita de un primer satélite en 2007, que fue sustituido en 2011 por mal funcionamiento del primero y recientemente entregado su control a Nigeria.

El satélite NigComSat-1R, que cubre Centroamérica, África Occidental y Meridional, Central y parte del este de Europa, y algunas áreas de la mitad de Asia, se utiliza principalmente para las comunicaciones, la radiodifusión, tele-educación, servicio multimedia de banda ancha así como para servicio de navegación.

China de Navegación por Satélite Augmentation System (SNAS)

China tiene su propia versión de SBAS en desarrollo. Al menos 11 estaciones de referencia se han instalado en los alrededores de Beijing en la Fase I del programa, y se prevé una mayor expansión. Durante la presentación del estado de desarrollo de BeiDou en el congreso ION GNSS de 2011 la Oficina de Navegación por Satélite de China en la lista de los servicios tiene como objetivo una precisión de posicionamiento de 1 m, presumiblemente del sistema SNAS [GMV 2011].

Sistema Ruso de Corrección (SDCM)

El sistema de corrección diferencial y vigilancia (SDCM) está en fase de desarrollo. La diferencia con el resto de sistemas es que permitirá obtener correcciones partir de Glonass y GPS. Los principales componentes de SDCM son una red terrestre de

19 estaciones en Rusia y 5 estaciones en el extranjero . Las instalaciones centrales de procesamiento se encuentran en Moscú. Con esta arquitectura toda la Federación Rusa será cubierta como el Área de Servicio SDCM.

Los objetivos SDCM son:

- Supervisión de la integridad de los satélites GNSS (GPS y GLONASS).
- Proporcionar correcciones diferenciales a los satélites GLONASS.
- Un análisis de los detalles a posteriori de las actuaciones del sistema GLONASS.

El rendimiento de posicionamiento proporcionada por SDCM será de 1 a 1,5 metros en el plano horizontal y de 2 a 3 metros en vertical. Además, se espera ofrecer un servicio de posicionamiento a nivel cm para los usuarios en un rango de 200 kilómetros de las estaciones de referencia [ESA 2015].

3.2.2. Sistemas de aumentación basados en Tierra (GBAS)

Los sistemas de aumentación basados en Tierra o en el terreno (GBAS; *Ground Based Augmentation System*), conforman un método de corrección y aumentación de señales de los GNSS a través de una red de receptores terrestres que transmiten en las bandas VHF y UHF. La OACI define el sistema GBAS como "un sistema por el cual la información en cuanto a aumentación recibida por el usuario proviene directamente de un transmisor terrestre". GBAS complementa al sistema GNSS, mejorando sus prestaciones, suministradas dentro de un área de servicio local. Está diseñado para ser utilizado en el entorno del aeropuerto y así poder dar servicio de posicionamiento y navegación en las fases de aproximación, rodadura y salidas instrumentales. El alcance nominal para estos sistemas se establece en el entorno de las 50 NM [OACI 2013].

Como el resto de los sistemas de aumentación GNSS, los sistemas GBAS se componen comúnmente de una o varias estaciones terrestres, en las que se conoce su posición precisa, las cuales reciben los datos de cada GNSS. Una vez corregida la señal transmite la información directamente mediante radio a los usuarios finales.

GBAS desempeñará las siguientes funciones [OACI 2013]:

- Proporcionar correcciones locales de pseudodistancia.
- Proporcionar datos del tramo de aproximación final.
- Proporcionar vigilancia de la integridad de las fuentes telemétricas GNSS.

La siguiente ilustración describe el funcionamiento de la operación GBAS.

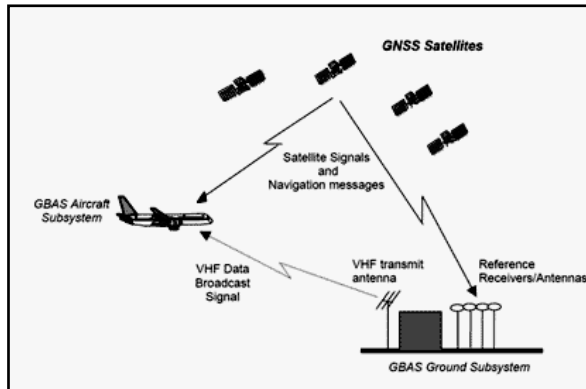


Fig 45. Arquitectura de GBAS [fuente ESA]

En la operación GBAS intervienen, desde el punto de vista técnico [OACI 2013]:

- Un **segmento espacial**, que proporciona tanto a las aeronaves como al sistema GBAS la información necesaria para determinar la pseudo-distancia.
- Un **segmento de tierra** (sistema GBAS) que monitoriza las señales de los satélites, calcula y emite las correcciones de pseudodistancia, parámetros de integridad, datos locales relevantes como el bloque de datos del Segmento de Aproximación Final -FAS-, que define la trayectoria en el espacio permitiendo las aproximaciones de precisión.
- Un **segmento aéreo**, embarcado en la aeronave, que recibe tanto las señales de los satélites como la señal de la estación GBAS, suministrando información de navegación y guiado tanto al piloto como a la tripulación de vuelo.

Los GBAS se diferencian de los SBAS en que no dependen de satélites geoestacionarios debido a que el área de cobertura de los primeros es bastante más reducida que la propia de los SBAS, diseñados éstos para dar servicio sobre amplias regiones geográficas (WADGPS). A pesar de ser diferentes son en cierta forma complementarios, ya que los GBAS pueden proporcionar correcciones a la señal telemétrica de los satélites geoestacionarios de los sistemas SBAS. Es por esta misma razón que la principal aplicación de los GBAS se da en el control del tráfico aéreo de apoyo a las fases de aproximación de precisión y operaciones RNAV en área terminal, mediante el despliegue de estaciones en tierra con carácter local dentro del entorno aeroportuario. Por esta misma razón, los GBAS son reconocidos en ocasiones como los “faros de integridad del sistema de aterrizaje” (ILBS).

Los sistemas GNSS, aumentados con el sistema SBAS, están limitados a aproximaciones de Categoría I (CAT I). En la actualidad, con los recursos técnicos disponibles, sólo se puede garantizar con el sistema SBAS aproximaciones con guiado vertical APV-I, y APV-II (menor categoría que la CAT I). El GBAS es más preciso que aquél en las inmediaciones del aeropuerto (de 30 a 50 kilómetros), permitiendo la ejecución de

aproximaciones de precisión CAT I, II y III, e inclusive sería capaz de guiar a las aeronaves en aterrizajes automáticos [OACI 2013].

Según la OACI, para el movimiento de las aeronaves y vehículos en la superficie del aeródromo, los sistemas GBAS serán los que se utilicen para las funciones de guiado, aunque se recomienda una implantación gradual. El primer objetivo es mejorar la seguridad de las aeronaves y vehículos durante los movimientos en superficie, especialmente en condiciones de baja visibilidad (CAT II / III). De hecho, la incursión en la pista es, probablemente, la primera causa de accidentes.

La estación GBAS del aeropuerto de Málaga es la tercera estación del mundo en ponerse en operación tras la estación alemana de Bremen (febrero 2012) y la estadounidense de Newark (octubre 2012). El nuevo servicio de aproximación instrumental de precisión basado en GBAS en el aeropuerto de Málaga está disponible desde principios de 2014.

Por su parte, los **sistemas de aumentación regional basados en tierra (GRAS; *Ground-based Regional Augmentation System*)**, cuya base son los GBAS, constan de una serie de estaciones GBAS desplegadas en un área extensa (incluso continental) interconectadas entre sí por medio de sistemas de telecomunicaciones, lo que lo hace semejante a un sistema de aumentación SBAS de carácter regional. Es por tanto un sistema de aumentación híbrido entre los GBAS y los SBAS [Graeme et al., 2000], ya que aunque sigue la metodología del primero, su área de cobertura es más propia de un SBAS.

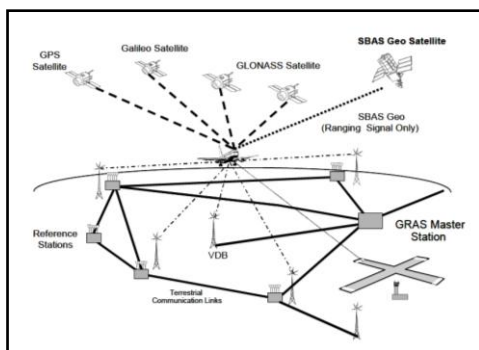


Fig 46. Arquitectura de GRAS [fuente OACI 2013]

Australia ha sido el primer gran país que ha apostado por un sistema GRAS, en el que se combina una red de estaciones de referencia semejantes a las de SBAS junto a una red de transmisores VHF en tierra, localizados en su mayor parte cerca de aeropuertos/aeródromos, cada uno de los cuales transmite a los usuarios que están dentro de un radio aproximado de unos 350 km.

3.2.2.1. Sistema LAAS

Los sistemas LAAS, definidos así por la OACI, son en realidad un tipo de GBAS. Los requerimientos de los LAAS vienen marcados por las especificaciones dadas por el sector de la aviación civil (CAT I, II y III). El cálculo de las correcciones diferenciales se lleva a cabo desde una red de referencia en tierra, la cual emplea 4 o más receptores redundantes. La estación de referencia mide las distancias de todas las formas posibles, como por ejemplo, señales de los satélites de navegación, señales SBAS o señales pseudolites [OACI 2013].

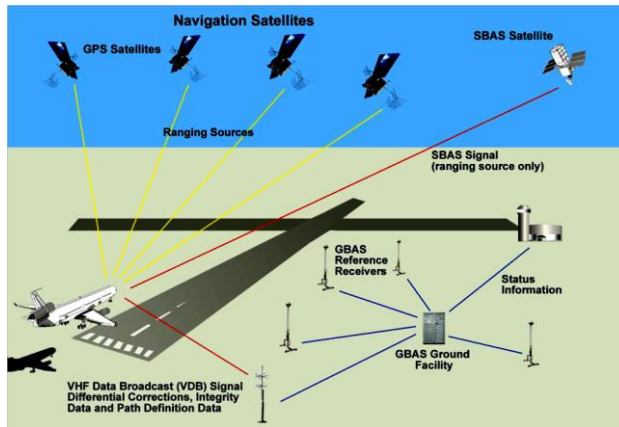


Fig 47. Arquitectura de GBAS [fuente FAA 2015]

En el campo de la aviación civil se hace muy importante el control exhaustivo de todas las funcionalidades y prestaciones del sistema, pero sobre todo de la integridad de las señales recibidas. Los sistemas LAAS son normalmente diseñados para proporcionar información de aumentación a los usuarios hasta una distancia de 45 km. Las precisiones de posición alcanzables son inferiores a un metro (95%) combinado con un alto nivel de integridad superior a 10^{-7} por cada 150 segundos (Federal Aviation Administration, 1999). Integrando la información de la aumentación LAAS en la solución posicional es posible, por ejemplo, mejorar las trayectorias de aproximación curvadas, aproximaciones de precisión y/o de cualquier otro tipo.

3.2.3. Sistemas de aumentación basados en aeronaves (ABAS)

En aviación civil, se conocen como sistemas de aumentación basados en aeronaves (ABAS) al conjunto obtenido de la integración de los GNSS con otros sensores que mejoran la precisión, continuidad y disponibilidad de los primeros. Los ABAS proporcionan la integridad requerida para utilizar el GPS como medio único suplementario y principal de navegación durante la salida, en ruta, la llegada y para aproximaciones de precisión y no-

precisión. El sistema Galileo prevé proporcionar con sus estaciones terrestres correcciones con información de integridad; pero el sistema GPS no fue desarrollado inicialmente con esta capacidad y la modernización de los satélites está programada para 2030 [Alexandrum 2009].

La función ABAS se puede realizar de varias formas diferentes, las más comunes son las siguientes:

- INS (Inertial Navigation Sensors) Sistema de Navegación Inercial con Sensores.
- ADM (Aircraft Dynamic Models) Técnica basada en modelos dinámicos del comportamiento de la aeronave.
- RAIM (Receiver Autonomous Integrity Monitoring) Sistema de Receptor con Supervisión Autónoma de la Integridad.
- Técnica AAIM (Aircraft Autonomous integrity Monitoring) Monitoreo Autónomo de la integridad de Abordo.
- Asistencia barométrica
- Hibridación DGPS

Se debe tener en cuenta que la utilización de una u otra opción dependen de las prestaciones de navegación requeridas por parte del usuario, siendo posible y deseable, combinar varias a la vez. Aunque no es el objetivo de ésta investigación se presenta una breve descripción de estos.

3.2.3.1. INS (Inertial Navigation Sensors) Sistema de Navegación Inercial

Los sensores inerciales consisten en acelerómetros y giróscopos y pueden proveer la posición, velocidad y altitud de una aeronave mediante el procesamiento de los datos de aceleraciones y velocidades angulares.

En general el sistema GPS posee una precisión a corto plazo pobre y buena a largo plazo, mientras que el INS posee una buena precisión a corto plazo y pobre a largo plazo. Se complementarán aunque el INS puede proveer un ratio de datos mucho mayor que el GPS, resultando un sistema más estable.

Por añadidura, este tipo de aumentación mejora la robustez de la solución de navegación ya que los sensores inerciales no poseen las mismas fuentes de error que el GPS. Además, otra de las ventajas de ser un sistema embarcado en la aeronave, es que no son necesarias conexiones de comunicación con otros satélites ó receptores terrestres que siempre necesitan de un mantenimiento regular.

Una ventaja de asociar estos sistemas de forma íntima es que a veces la solución de navegación es válida con menos de cuatro satélites. Es más, el sistema integrado se

encontrará disponible incluso durante un fuera de servicio del GPS, este tiempo de disponibilidad dependerá de la calidad del INS.

El gran inconveniente de esta técnica es su elevado precio.

3.2.3.2. ADM (Aircraft Dynamic Models) Técnica basada en modelos dinámicos del comportamiento de la aeronave.

Se ha investigado la viabilidad de usar un modelo matemático aerodinámico del comportamiento de una aeronave para asistir al GPS. Una de las ventajas más notables de esta técnica es que incluye principalmente en el sistema software, ya que los únicos componentes de hardware que son necesarios son los sensores de medida de las entradas de control, en base a los cuales, el modelo dinámico calcula la posición, velocidad y actitud.

Por otro lado esta técnica se basa en las propiedades aerodinámicas de la aeronave, conocidas y de distinta naturaleza que la señal de GPS, creando un sistema más fiable y robusto.

Existen varias fuentes de error en el modelo aerodinámico, como la precisión con la que es conocida la velocidad ó la existencia de errores en los coeficientes aerodinámicos del modelo. Asimismo, otras desventajas son la manera de cuantificar las entradas de control del piloto y que en aviación general, aunque no sea difícil añadir sensores para medir la posición de las superficies de control, no se encuentran normalmente implementados, con lo que supone un coste adicional.

3.2.3.3. RAIM

RAIM es la abreviatura para la Supervisión autónoma de la integridad del receptor, una tecnología que se creó para determinar la integridad del GPS señalada en un sistema del receptor del GPS. Es de especial importancia en los usos del GPS para seguridad crítica, tales como la aviación o la navegación marina [Alexandrum 2009].

Descripción general

RAIM detecta averías con el GPS a partir de medidas redundantes de pseudorangos. Es decir, cuando más satélites están disponibles más fácil producir un arreglo de la posición; los pseudorangos adicionales son todos constantes con la posición calculada. Un pseudorango que diferencia perceptiblemente del valor previsto (es decir, afloramiento) puede indicar una avería del satélite asociado o de otro problema de la integridad de señal (e.g., dispersión ionosférica). Los receptores más nuevos del GPS con aplicaciones RAIM normalmente solo detectan la avería (FD) sin embargo incorporan la detección de avería y exclusión (FDE) que les permite continuar funcionando en presencia de una falta del GPS.

La estadística de la prueba usada es una función de la medida del pseudorange residual (la diferencia entre la medida prevista y la medida observada) y de la cantidad de redundancia. La estadística de la prueba se compara con un valor de umbral, se determina que basándose en los requisitos para la probabilidad falsa alarma (Pfa) y la probabilidad de la falta de detección (Pmd).

La RAIM proporciona la supervisión de la integridad del GPS para los usos de la aviación. Para que un receptor del GPS realice la RAIM o la función de la detección de avería (FD), un mínimo de 5 satélites visibles con geometría satisfactoria debe ser visible a él. La función de RAIM realiza chequeos de consistencia entre las soluciones de la posición obtenidas con los varios subconjuntos de los satélites visibles. El receptor proporciona una alarma al piloto si los chequeos de consistencia fallan. Debido al mantenimiento de la geometría el servicio RAIM no está siempre disponible.

Detección y exclusión de avería (FDE).

Una versión realzada de RAIM empleada en algunos receptores se conoce como la detección de avería y exclusión (FDE). Utiliza un mínimo de 6 satélites no sólo para detectar un satélite culpable posible, sino para excluirlo de la solución de la navegación así la función de navegación puede continuar sin interrupciones. La meta de la detección de avería es detectar la presencia de una falta de posicionamiento. Sobre la detección, la exclusión apropiada de la avería determina y excluye la fuente del fallo (sin necesariamente identificar la fuente individual que causa el problema), de tal modo que permite que la navegación GNSS continúe sin interrupción. La disponibilidad de RAIM y de FDE será levemente más baja para las operaciones de latitud media y levemente más alta para las regiones ecuatoriales y de latitudes altas debido a la naturaleza de las órbitas. El uso de satélites de las constelaciones múltiples de GNSS o el uso de los satélites de SBAS se extienden como fuentes adicionales con el fin de mejorar la disponibilidad de RAIM y de FDE.

Predicción de RAIM

GNSS se diferencia de sistemas de navegación tradicionales porque los satélites y las áreas de cobertura están en movimiento constante. Por lo tanto, si un satélite falla o se considera fuera de servicio para su mantenimiento, no está totalmente claro que las áreas del espacio aéreo estén afectadas. La localización y la duración de estas interrupciones se pueden predecir con la ayuda del análisis monitorizado y divulga a los pilotos durante prevuelo el proceso del planeamiento. Este proceso de la predicción es, sin embargo, no completamente representante de todas las puestas en práctica de RAIM en los diversos modelos de receptores. Las herramientas de predicción son generalmente conservadoras y predicen así una disponibilidad más baja que la encontrada realmente en un vuelo para proporcionar la protección para los modelos del receptor del extremo inferior.

Como RAIM funciona como autónomo, no tiene ayuda de señales externas, por lo que requiere medidas redundantes del pseudorange. Para obtener una solución 3D de posicionamiento, por lo menos se requieren 4 medidas. Para detectar una avería, por lo

menos se requieren 5 medidas, y para aislar y excluir la avería, por lo menos se requieren 6 medidas, no obstante más medidas son a menudo necesarias dependiendo de la geometría de los satélites. Típicamente hay de 7 a 12 satélites en vista.

La estadística usada en la prueba es una función de la medida del pseudorange residual (la diferencia entre la medida prevista y la medida observada) y de la cantidad de redundancia. La estadística de la prueba se compara con un valor de umbral, basándose en los requisitos para la probabilidad falsa alarma (Pfa) y la probabilidad de la falta de detección (Pmd), y el ruido medio previsto. En sistemas de aviación, el Pfa es fijo en 1/15000 para que permita un Pmd mejor.

Límite horizontal de la integridad (HIL) o Límite horizontal de la protección (HPL) es una figura que representa el radio de un círculo que se centre en la solución de la posición del GPS y esté garantizado para contener la posición verdadera del receptor dentro de las especificaciones del esquema de RAIM (es decir, resuelve el Pfa y el Pmd). El HPL se calcula en función del umbral de RAIM y de la geometría basada en los satélites a la hora de las medidas. El HPL se compara con el Límite de Alarma horizontal (HAL) para determinarse si el RAIM está disponible.

3.2.3.4. AAIM (Aircraft Autonomous Integrity Monitoring)

Vigilancia autónoma de la integridad en la aeronave (AAIM). Se usa cuando las antenas están apantalladas por la aeronave, la geometría de los satélites es mala, cuando el número de satélites no es suficiente o cuando no caben más algoritmos RAIM.

Al recurrir a un estado de funcionamiento en un futuro próximo de Navegación Mundial por Satélite (GNSS), como el GPS de EE.UU, el ruso GLONASS y el EGNOS Europeo proporcionamos una más alta capacidad de navegación de precisión utilizando las técnicas diferenciales. En principio, la exactitud de la posición puede cumplir con los límites de la OACI para una aproximación de precisión y para la orientación de vehículos (con rango submétrico y métrico respectivamente), si las ambigüedades iniciales y el ciclo se desliza en la medida de la fase se detectan y se adaptan.

Para las aplicaciones de la aviación en un entorno real de varios efectos a bordo de la aeronave como enmascaramiento de satélite, múltiples saltos de ciclo, las influencias dinámicas sobre el receptor, perturbaciones electromagnéticas, etc. degrada la integridad de los GNSS a un nivel inaceptable, por lo que aún con suficientes satélites, GNSS no está en condiciones para la navegación. En cuanto a las comprobaciones de integridad del sistema de navegación por satélite, encontramos dos enfoques diferentes, Receiver Autonomous Integrity Monitoring (RAIM) (por ejemplo, RGIC) con diferentes ventajas y deficiencias en discusión hasta ahora, pero ninguno es capaz de compensar las insuficiencias de los sistemas de satélite acerca de la infraestructura dinámica y fiabilidad. Por lo tanto los sensores inerciales son un complemento ideal para el GNSS debido a su buen comportamiento dinámico, aunque se caracterizan por la deriva a largo plazo como resultado de los errores de desalineación, de su acelerómetro y de su

giroscopio. Su presupuesto varía con maniobras dinámicas de manera que la determinación de error antes del vuelo y la calibración del sistema son imposibles. La combinación de ambos, el satélite y el sistema inercial, a través de técnicas de filtro de Kalman no tienen capacidad para calcular y compensar los errores del sensor separado de la inercia, así como los sistemas de satélites dentro de un sistema híbrido de navegación complementaria. En consecuencia, la demanda de la calidad (es decir, la precisión y fiabilidad) se pueden satisfacer.

A partir de 1989, el Instituto de Vuelo de Orientación y Control demostró públicamente la viabilidad en relación con el aspecto de la precisión en varias ocasiones por medio de pruebas de vuelo automático.

Conociendo estos conceptos sabemos que la Aircraft Autonomous Integrity Monitoring (AAIM) puede utilizarse cuando las antenas están apantalladas por la aeronave, la geometría de los satélites es mala, cuando el número de satélites no es suficiente o cuando no caben más algoritmos RAIM.

3.2.3.5. Asistencia barométrica

La información sobre la altitud barométrica de las aeronaves se proporciona al equipo de GNSS, el cual puede entonces simular a un satélite ubicado directamente en la perpendicular del usuario.

3.2.3.6. Hibridación DGPS (GPS Diferencial)

Con el fin de proporcionar una mayor precisión en la posición calculada, se creó un sistema que proporciona a los receptores de GPS correcciones de los datos recibidos de los satélites. Esta técnica se basa en la gran similitud de los errores producidos por el sistema GPS a los receptores situados próximos entre sí.

Si basándose en otras técnicas, se conoce exactamente la posición de un receptor GPS fijo en tierra (referencia), y este recibe la posición dada por el sistema GPS, puede calcular los errores producidos por el sistema GPS, comparándola con la suya. Este receptor transmite la corrección de errores a los receptores próximos a él, y así, estos a su vez corrigen también los errores producidos por el sistema dentro del área de cobertura de transmisión de señales del equipo GPS de referencia.

Este concepto es la base para nuestra investigación, con las variantes de utilizar como referencias en tierras las Estaciones de Referencia Permanentes existentes y la señal a mejorar no será la de GPS, sino la de EGNOS.

3.3 ESTACIONES DE REFERENCIA PERMANENTE GNSS

La geodesia espacial, basada en la determinación de la posición tridimensional sobre la superficie terrestre a partir de observaciones a satélites artificiales y más concretamente los métodos geodésicos de posicionamiento, han evolucionado en los últimos años debido a los avances informáticos y en las telecomunicaciones, permitiendo determinar posiciones en tiempo real con precisión centimétrica. El método comúnmente empleado era el cinemático en tiempo real, más conocido por sus siglas en inglés RTK . La principal limitación de este método radica en la necesidad de disponer de una estación de referencia en un punto de la red geodésica local durante la observación, lo que conlleva inversión en equipos así como la necesidad de recibir de manera continuada a través de un radioenlace las correcciones desde el receptor de referencia, que en condiciones óptimas tendrá un alcance máximo de varias decenas de kilómetros. La principal restricción por tanto del posicionamiento RTK es la distancia entre la estación de referencia y el receptor móvil, quedando limitada a una decena de kilómetros para poder resolver las ambigüedades de la fase de la portadora [Wanninger, 2008]. Esta limitación es causada por los errores dependientes de la distancia, es decir, errores orbitales del satélite y refracción ionosférica y troposférica de la señal.

Estos errores, sin embargo, se pueden modelar empleando las observaciones de estaciones de referencia situadas en torno a la posición del receptor móvil. Así las redes de estaciones permanentes reducen e incluso eliminan gran parte de los inconvenientes que afectan al posicionamiento RTK convencional, mejorando aspectos como la exactitud, la fiabilidad, la disponibilidad y el rendimiento del sistema. La disponibilidad de alta precisión en el posicionamiento tridimensional ha abierto la puerta a nuevas aplicaciones ya que “la exactitud del sistema determina el rango de las aplicaciones” [Lachapelle y Alves, 2002].

Actualmente existe una gran cantidad de servicios de Estaciones Permanentes en Tierra, tanto oficiales como privadas. La facilidad de establecer de esta forma un marco de referencia tanto a nivel regional como nacional para establecer el posicionamiento para múltiples aplicaciones, ha hecho proliferar en los países desarrollados esta metodología de posicionamiento, siendo nuestro objetivo de investigación aprovechar estas infraestructuras para mejorar la precisión de posicionamiento en EGNOS.

Una estación permanente es un receptor GNSS que opera de forma continua y autónoma con un intervalo de registro estándar. Es la base fija que utilizamos para el posicionamiento diferencial y para lo que se debe de disponer de coordenadas precisas en el marco de referencia a utilizar.

Se llama permanente por que debe de ser capaz de generar de forma ininterrumpida las correcciones necesarias para los receptores móviles o rover, mejorando así su precisión de posicionamiento, siendo punto clave la difusión o transmisión de esas correcciones.

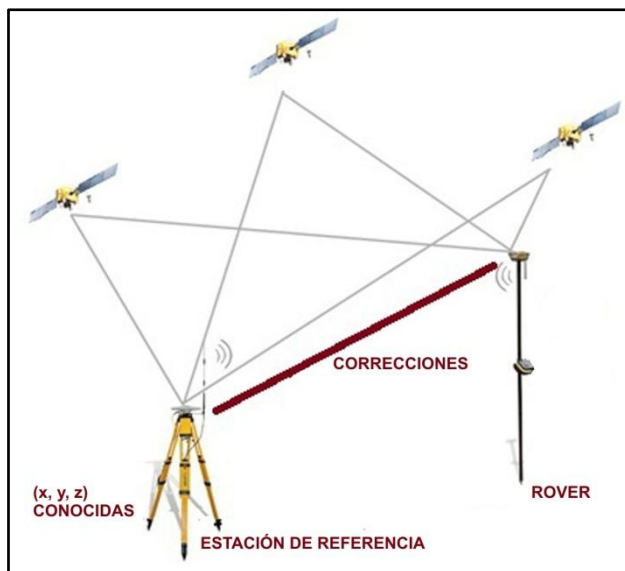


Fig 48. Esquema de posicionamiento con Estación Permanente. [fuente, Berné et al.2014]

La instalación de una estación permanente es libre y no existe ningún registro ni inscripción, sin embargo su ingreso a una red, y también para que se la considere una estación confiable, exige el cumplimiento de ciertas reglas básicas como las que siguen [Cano Córdoba 2010]:

- Contar con receptor y antena de doble frecuencia.
- Posibilidad de rastrear al menos 8 satélites sobre los 10° de elevación.
- Disponer, también, que el receptor reciba los códigos C/A y P.
- Antena estable.
- Distribución libre de los datos, preferentemente en forma diaria.
- Acceso a los datos a través de Internet.
- Intervalo de registro 30 segundos o menor.
- Mantenimiento adecuado de todas las instalaciones.

El radio de cobertura de una estación depende del tipo de posicionamiento que desee lograr el profesional que utiliza sus datos (posicionamiento geodésico, topográfico, estático, cinemático, etc.). Este radio puede extenderse hasta varios cientos de kilómetros con la aplicación de correcciones del retardo ionosférico que pueden ser obtenidas por los centros de cálculo sobre la base de las observaciones de la red. Más aún, la utilización de estas correcciones permite que un profesional pueda realizar numerosas tareas de apoyo topográfico con un solo receptor GNSS de simple frecuencia [Wanninger2008].

La funcionalidad de este procedimiento de corrección diferencial depende en gran medida de la distancia entre el receptor móvil y la estación base. Los datos recibidos por ambos equipos GPS resultan en exceso diferentes para distancias mayores de 15 km, lo que hace desaconsejable su uso. Por esto, es preciso contar con una red de estaciones de referencia GPS permanentes, de manera adecuada en su distribución por el territorio, para acceder a parámetros de corrección realmente válidos para el emplazamiento del receptor.

3.3.1. Equipamiento de una Estación de Permanente

Los elementos básicos necesarios para instalar una estación permanente son los siguientes:

- Un receptor y una antena GNSS geodésicos.
- Una PC para almacenar y administrar la información.
- Programas de automatización.
- Conexión a Internet.
- Fuente ininterrumpible de energía (UPS).

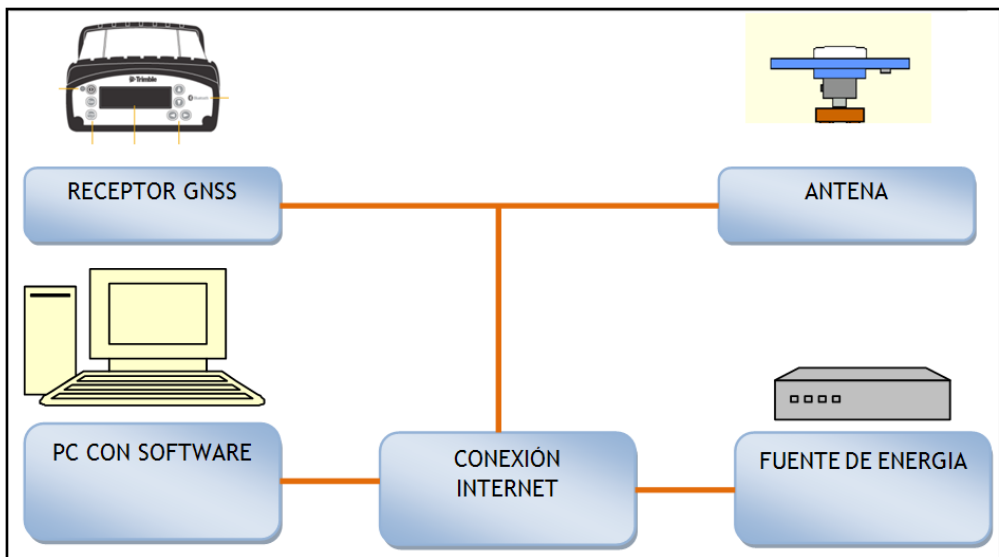


Fig 49. Esquema básico de componentes de estación GNSS [fuente elab. propia]



Fig 50. Ejemplos de monumentación de antenas GNSS [fuente propia]

3.3.2. Redes de Estaciones Permanentes.

Uno de los principales inconvenientes del DGPS es el hecho de que la influencia de algunos errores, como los orbitales, ionosféricos y troposféricos, aumenta si se incrementa la distancia a la estación de referencia. En otras palabras, la correlación del error disminuye con la separación de la estación de referencia y la decorrelación del error aumenta. Se requeriría un gran número de instalaciones DGPS individuales para cubrir un país o un continente entero.

Una solución a este problema es la idea de interconectar varias estaciones de referencia y transmitir sus observaciones en tiempo real a una estación central de procesado [Leick, 2004]. Todos los datos se usan en un filtro común para estimar el estado del error en toda el área y para separar las componentes de error. Entonces, se puede usar el vector de estado para mejorar las correcciones de toda el área, como función de la localización geográfica del usuario, dando como resultado mucha mejor exactitud y una densidad menor de las estaciones de referencia.

Así, en las también llamadas CORS se van a combinar y procesar sus observables para la generación de un modelo de corrección de red (errores ionosféricos, troposféricos y estado reloj satélite y órbitas). Para ello se genera una solución de correcciones dentro del espacio definido por la red, y se amplía la distancia entre la estación de referencia y el receptor móvil, propia del RTK convencional.

Una red de estaciones GPS permanentes involucra tres componentes fundamentales:

-La primera la constituyen las estaciones GPS permanentes funcionando en forma autónoma. Esta componente es el pilar fundamental de la red, pues cumplen con la misión de recolectar las observaciones GPS de las que se nutre el resto de la red.

-La segunda componente la constituyen todas las estaciones permanentes comunicadas con un centro de coordinación y almacenamiento de datos. Su finalidad es la de coordinar el funcionamiento de la red y concentrar las mediciones realizadas por todas las estaciones en un único servidor, donde se las pone a disposición de los usuarios, siendo este el primer producto tangible de la red. La unidad de control de la red realiza dos procesos fundamentales. Por un lado recibe los datos registrados por las estaciones de referencia y calcula un modelo de los errores de las señales GNSS en la zona de cobertura y por otro, envía las correcciones generadas a los usuarios [Euler y Wanninger, 2008].

-La tercera componente tiene la misión de procesar las observaciones de la red en uno o varios centros de cálculo, para obtener coordenadas de las estaciones, correcciones y otros productos útiles para la comunidad profesional y científica.

Los primeros trabajos de WADGPS aparecieron hace dos décadas [Brown 1989], [Kee et al. 1991] y [Ashkenazi et al., 1992] con el objeto de proporcionar correcciones DGPS para la navegación en una gran área, utilizando una red de estaciones de referencia.

Más tarde, se desarrolló un concepto similar para DGPS de alta precisión (RTK) usando la fase en redes locales, regionales o nacionales, lo que conocemos como Redes Activas. Basándose en esta idea, se han desarrollado en los últimos años las tecnologías de FKP (Parámetros de Corrección de Área), Estaciones de Referencia Virtuales (VRS) y MAC (Máster Auxiliary Concept).

3.3.2.1. Sistemas WADGPS

Un sistema WADGPS consiste en [Seeber, 2003]:

- Una red dispersa de estaciones de referencia equipadas con receptores GPS bifrecuencia, relojes de alta precisión y, opcionalmente, sensores meteorológicos.
- Una estación de referencia principal (máster) que recibe todas las medidas y estima las correcciones diferenciales.
- Una estación que, a través de un satélite geoestacionario, transmite las correcciones a los usuarios.
- Estaciones de monitorización, para controlar el sistema.

Dado que la distancia entre las estaciones de referencia no permite que se resuelvan ambigüedades en el receptor móvil las observaciones de fase se utilizan para mejorar las pseudodistancias.

Las correcciones relativas a los errores decorrelados con la distancia (como los retardos atmosféricos) generalmente se parametrizan en función de la latitud y la longitud y se transmiten al usuario a través de un satélite geoestacionario.

Las correcciones por retardo troposférico y por error en la posición de los satélites se tratan por separado [Leick, 2004]. El concepto WADGPS se ha llevado a cabo en varios servicios. En Estados Unidos, la Administración Federal de Aviación (FAA) ha establecido el Sistema de Aumentación de Área Extensa (WAAS) para cumplir los requerimientos de integridad relacionados con la seguridad y apoyar las fases de aproximaciones de vuelos. Análogamente, se ha creado en Europa el sistema EGNOS, que será objeto de nuestro estudio, y en Japón el servicio MSAS. Estos tres sistemas de aumentación son interoperables para proporcionar una cobertura global completa. En Canadá, el servicio CDGPS proporciona correcciones diferenciales precisas, vía satélite de comunicaciones, para todo el país con posicionamiento y navegación al nivel del metro. Este servicio no se ha pensado para aviación comercial.

Los servicios antes mencionados como Skyfix y Omstar, así como otros servicios regionales o globales, también aplican el concepto WADGPS.

3.3.2.2. Redes Activas

La funcionalidad de este procedimiento de corrección diferencial depende en gran medida de la distancia entre el receptor móvil y la estación base. Los datos recibidos por ambos equipos GPS resultan en exceso diferentes para distancias mayores de 15 km, lo que hace desaconsejable su uso [Peñafiel et al., 2005]. Por esto, es preciso contar con una red de estaciones de referencia GPS permanentes, de manera adecuada en su distribución por el territorio, para acceder a parámetros de corrección realmente válidos para el emplazamiento del receptor.

Usar una red de estaciones de referencia permanentes sobre una región entera elimina la necesidad de establecer redes de trabajo locales y situar receptores de referencia temporales en campo. Usar un software para el análisis de la red y el modelo de errores en tiempo real proporciona altas precisiones y un funcionamiento mejorado del RTK, incluso a grandes distancias entre las estaciones de referencia de la red.

Para poder trabajar en esas distancias con precisiones centimétricas es necesario contar con *correcciones diferenciales de red en tiempo real*, proporcionadas por mensaje de correcciones diferenciales de red, y generadas por un conjunto de estaciones de referencia permanentes GPS que llegan a los equipos móviles por diferentes medios.

Una ventaja adicional de contar con una red de estaciones de referencia GPS, es que ofrece un marco de referencia homogéneo para una gran extensión de terreno. Si bien para usos locales es suficiente disponer de una estación base, cuando se requieren trabajos cartográficos en un área extensa es necesario contar con un posicionamiento estable, coherente y promediado para todo el ámbito, lo que se ha venido a llamar “**Geodesia Activa**” [Peñafiel et al.,2005].

Una Red de Estaciones de Referencia GPS, en la actualidad, está gestionada por un software ideado para el control de las estaciones únicas y así crear una red de estaciones de referencia, la cual debe ser modular y ampliable con nuevas soluciones para obtener una gran precisión en distancias largas mediante correcciones RTK de red, distribución centralizada de los datos y gestión del acceso a los mismos.

Alta precisión RTK con equipos GPS, es hoy en día una de las técnicas topográficas más extendidas, pero su uso está restringido por los efectos de la ionosfera y troposfera, la cual crea errores sistemáticos en los datos brutos. En la práctica, esto significa que la distancia entre el receptor móvil (rover) y su estación de referencia debe ser reducida para poder trabajar de una forma efectiva.

Existen redes de estaciones de GPS que suministran datos a usuarios para mediciones RTK pero debido a la necesidad de distancias cortas entre la estación de referencia y el receptor móvil, las redes necesitan ser muy densas. Aunque la densidad sea suficiente para aplicaciones DGPS (navegación), la mayoría de redes no son suficientemente densas para ofrecer una cobertura completa para RTK, en las cuales existen zonas sin cobertura.

Para poder obtener las máximas precisiones y el más elevado rendimiento de estas redes de estaciones de referencia, usaremos las **correcciones de red** diferenciales en tiempo real. Para ello podemos utilizar diferentes metodologías para calcular las correcciones procedentes de la solución de red, que se pasan a describir.

Solución de Red por FKP

Las correcciones de FKP (acrónimo del alemán, “parámetros de correcciones de área”) consiste en el envío de los coeficientes de corrección para cada satélite, cubriendo correcciones para ionosfera, troposfera y efectos de las orbitas de los satélites, y todo ello cubriendo un área específica de Red en intervalos de al menos 10 segundos.

Esta metodología está orientada a soluciones “broadcast” (ej. radio). La solución de “broadcast” está basada en el “Standard” SAPOS FKP. El mensaje SAPOS FKP es adecuado para sistemas como radios, aunque puede trabajar con teléfonos móviles. El

formato del mensaje SAPOS FKP está basado en el mensaje RTCM 2.3 y puede ser interpretado por los “rovers” directamente [Herbert et al., 2005].

Con SAPOS, el suministrador acordó estandarizar sobre RTCM 2.3 una extensión propietaria a través de un mensaje tipo 59. Este mensaje adicional describe la corrección ionosférica y troposférica lineal sobre una estación de referencia física. Las correcciones lineales están derivadas de un servidor de la red utilizando múltiples estaciones de referencia. Estos parámetros lineales describen los cambios de los efectos en las direcciones Norte-Sur y Este-Oeste. Haciendo uso del método de un simple modelo lineal, los parámetros FKP sólo pueden ser utilizados para un área muy limitada alrededor de una sola estación de referencia.

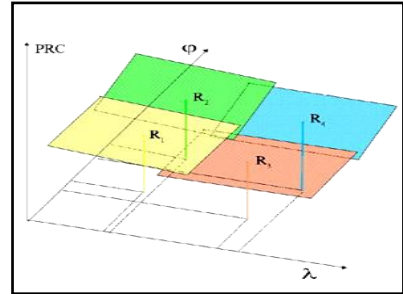


Fig 51. Esquema de solución por FKP.

Solución de Red por VRS

En tecnología VRS se calculan correcciones de red en un centro de control para los errores sistemáticos, basándose en las observaciones en tiempo real de las estaciones de referencia [Vollath et al., 2002]. Estas correcciones se utilizan para crear una estación de referencia virtual situada a pocos metros del usuario.

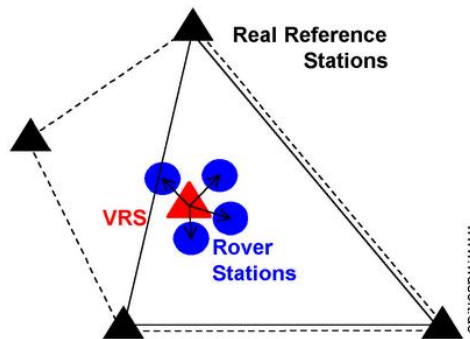


Fig 52. Esquema de solución por VRS.[fuente..]

El receptor móvil interpreta y utiliza esta información como si se hubiera generado por una estación de referencia real. De esta manera, la mejora en la exactitud del posicionamiento es notable.

Una vez que el receptor móvil ha transmitido al centro de control su posición aproximada, éste calcula las correcciones para esta posición aproximada del usuario y le transmite las observaciones virtuales corregidas. El receptor móvil, con las dobles diferencias, calcula su posición respecto a la estación de referencia virtual.

Este sistema ha sido el utilizado en ésta investigación, se describirá con más detalle en el capítulo 5.

Soluciones de Red por MAC

Con el lanzamiento de RTCM 3.0 hay, por primera vez, una forma estandarizada de transmitir las correcciones GPS desde una red de estaciones de referencia. Los mensajes de red utilizada en RTCM 3.0 se basan en el concepto de *Master Auxiliary Concept (MAC)*. La idea es proporcionar datos en bruto de observación de la red, libre de cualquier modelado de propietario, para tener pleno conocimiento y control sobre cómo las correcciones de red se aplican a su posición solución.

Las comparaciones directas realizadas contra el VRS y FKP evidencian que el concepto de Master-Auxiliar ofrece un rendimiento superior en términos de tiempo para arreglar la fiabilidad de la ambigüedad de resolución y precisión [Brown et al, 2005].

La tecnología MAC se basa en el cálculo del *nivel común de ambigüedades* [Zebhauser et al., 2002]. Este *nivel común de ambigüedades* es una condición que debe satisfacerse en toda red de estaciones permanentes: cada estación de referencia tiene asociadas unas ambigüedades enteras que debe resolver antes de poder proporcionar información útil a los usuarios.

Cuando estos enteros (en concreto, los enteros correspondientes a las ambigüedades de las dobles diferencias) se conocen y eliminan, cualquier receptor en campo puede fijar sus propias dobles diferencias con respecto a cualquier estación de referencia. Así, no importa qué estación de referencia se utilice siempre que se mantenga el mismo número de enteros. Esta condición de haber resuelto las ambigüedades entre estas estaciones y haberlas eliminado de las ecuaciones de observación es lo que se conoce como nivel común de ambigüedades.

Los pasos fundamentales para el cálculo de correcciones son [Euler et al., 2008]:

- (1) Cálculo del nivel común de ambigüedades a partir de las observaciones de las estaciones de referencia.
- (2) Ajuste de los parámetros del modelo a las diferencias observadas.
- (3) Cálculo de correcciones para la posición del receptor móvil a partir de los parámetros del modelo.

- (4) Corrección de la posición del móvil.
- (5) Cálculo de la posición del móvil.

Para que pueda realizarse el paso (3), la información procedente de la estación de referencia máster y del resto de estaciones a se transmite al receptor móvil [Zebhauser et al., 2002]. Para hacer que esta transmisión sea más eficiente se transmiten sólo los datos crudos de la estación máster y diferencias de coordenadas con respecto a la estación máster del resto de estaciones. Además, se distingue entre correcciones de fase por errores no dispersivos (orbitales y troposféricos) y dispersivos (ionosféricos) ya que los no dispersivos varían más lentamente con el tiempo y por tanto requieren un ratio de transmisión menor.

Cuando el receptor ha recibido los datos procedentes de la red de referencia aplica sus modelos e interpolaciones para realizar los pasos (3), (4) y (5).

MAX e i-MAX son dos desarrollos comerciales basados en esta tecnología.

La metodología i-MAX se emplea para receptores que no tienen capacidad de calcular sus correcciones a partir de la información transmitida por la red. En este caso, la estación máster es la que realiza los cálculos, para lo que necesita la posición aproximada del rover. En cambio, la solución de red MAX la termina de calcular y aplicar al receptor móvil. La ventaja que presenta MAX frente a i-MAX es que no es necesario un enlace de comunicación bidireccional entre la estación máster y el receptor móvil por lo que el número de usuarios no está restringido. [Peñañiel et al., 2005]

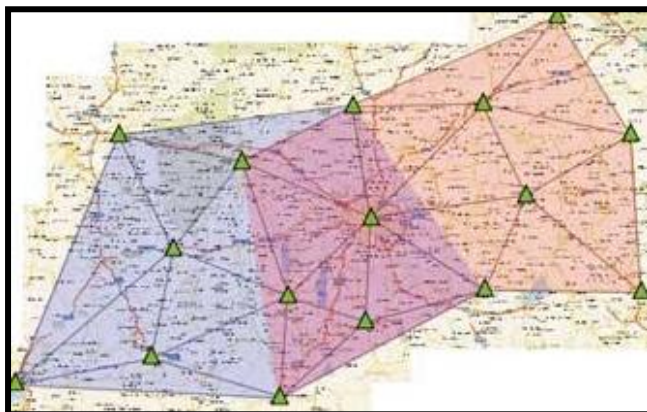


Fig 53. Esquema de solución por MAC [fuente Peñañiel 2005].

3.3.3. Red de Estaciones de referencia GNSS en España y en el mundo.

3.3.3.1. La red mundial del International GNSS Service.

El International GNSS Service es un servicio civil que forma parte de la Asociación Internacional de Geodesia. Este servicio está formado por 213 organizaciones de todo el mundo que colaboran cediendo datos de sus estaciones de referencia GNSS con el objetivo de generar productos GPS y GLONASS de alta precisión. Estos productos tienen la finalidad de ser de utilidad para apoyar los estudios científicos relacionados con el conocimiento de la Tierra y desarrollo de todo tipo de aplicaciones multidisciplinares que requieran productos GNSS de alta calidad.

Actualmente el International GNSS Service (IGS) emplea datos de observaciones de más de 400 estaciones operativas en el mundo [IGS 2013]. España tiene siete estaciones permanentes del IGS pertenecientes a diferentes organismos: Real Instituto y Observatorio de la Armada; Instituto Geográfico Nacional; Instituto Cartográfico de Cataluña y las agencias espaciales ESA, NASA y JAXA. La estación situada en el Observatorio Astronómico de Yebes utiliza un máster de hidrógeno como frecuencia estándar e incorpora VLBI del radiotelescopio. Constituye el núcleo de la red ibérica de cálculo para EUREF a partir de la cual realiza un seguimiento continuo de los satélites de las constelaciones GNSS.

Con la información obtenida a partir de esta red mundial de estaciones de referencia, el International GNSS Service realiza distintos tipos de procesos de la información para obtener los siguientes productos:

- Efemérides precisas de los satélites GPS en las versiones Ultrarrápida, Rápida y Final.
- Estado de los relojes de los satélites GPS.
- Estado de los relojes de las estaciones de referencia empleadas.
- Efemérides precisas de los satélites GLONASS.
- Coordenadas de las estaciones de referencia de la red mundial.
- Parámetros de rotación de la Tierra.
- Movimiento del Polo Terrestre.
- Duración del día.
- Parámetros atmosféricos como el retraso troposférico cenital y modelos ionosféricos.

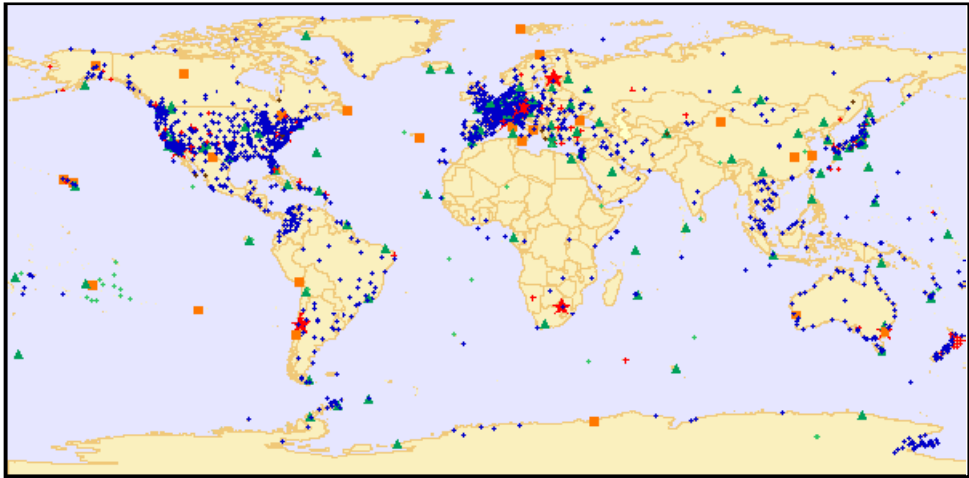


Fig 54. Distribución de las estaciones de referencia del International GNSS Service .[Fuente: IGS2013]

Una de las aplicaciones más importantes de la red mundial del International GNSS Service es la de servir de marco de referencia geodésico del sistema de referencia global ITRS. Como se verá más adelante, este hecho es de especial relevancia en el cálculo de coordenadas de redes de estaciones de referencia GNSS.

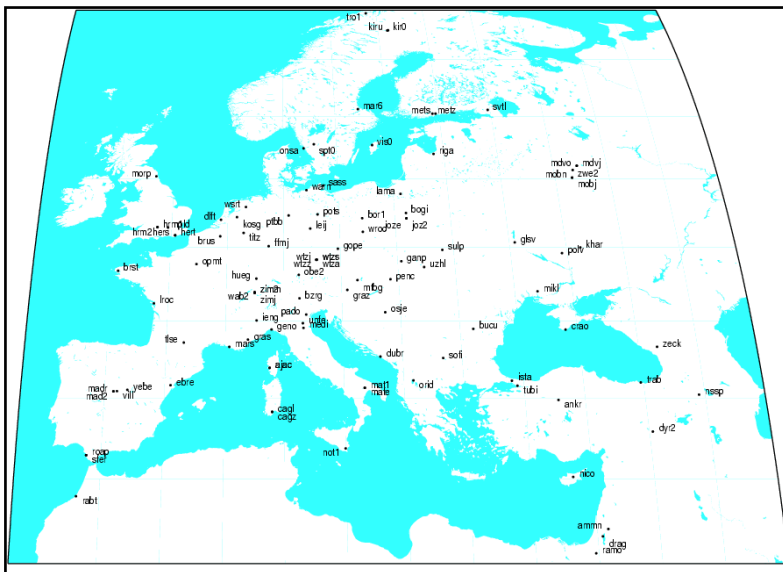


Fig 55. Distribución de las Estaciones de Referencia del IGS en Europa.[Fuente: IGS2013]

3.3.3.2 La red europea EUREF Permanent Network.

EUREF es el nombre con el que se conoce a la Subcomisión de Marcos de Referencia en Europa, integrada en la Comisión 1 de Marcos de Referencia perteneciente a la Asociación Internacional de Geodesia. Los objetivos de EUREF son la definición, implantación y mantenimiento de un marco de referencia geodésico común para todo el continente europeo. Dicho marco de referencia continental sirve de herramienta en todos aquellos proyectos en los que se requiera un sistema preciso de georreferenciación común en toda Europa. EUREF trabaja en estrecha colaboración con diferentes organismos cartográficos, catastrales y registros de la tierra de cada uno de los países europeos, siendo éstos los que a la postre trasladan a sus respectivos países las definiciones del sistema de referencia geodésico adoptado por EUREF.

Para realizar su cometido EUREF cuenta con diferentes herramientas, siendo una de ellas EUREF Permanent Network. Esta red está formada actualmente por 273 estaciones de referencia que en muchos casos forman parte de redes nacionales o regionales de países europeos y otros próximos al continente, como por ejemplo el caso de países en el norte de África u Oriente Medio. [EUREF 2015]

En el caso de España la mayor parte de las estaciones de referencia del Instituto Geográfico Nacional que forman parte de la red ERGNSS están integradas a su vez en EUREF Permanent Network. También se cuenta con otras estaciones de referencia pertenecientes a redes regionales, como por ejemplo la estación BORR del Instituto Cartográfico Valenciano. En total son 29 las estaciones de referencia situadas en España que pertenecen actualmente a EUREF.

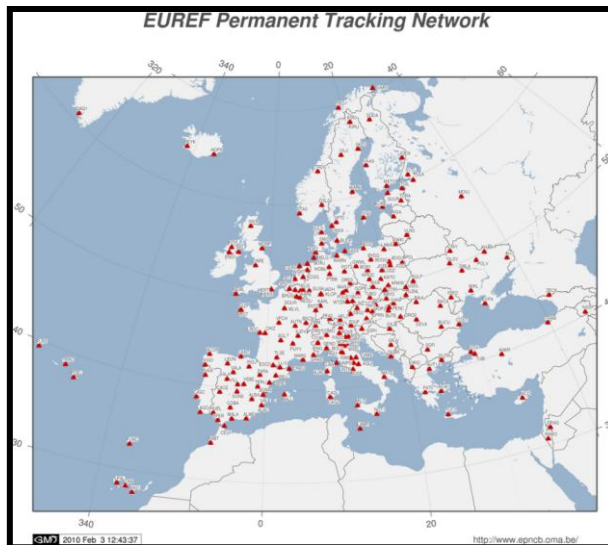


Fig 56. Distribución de las estaciones de referencia del EUREF.(Fuente: EUREF2015)

3.3.3.3 La red ERGNSS del Instituto Geográfico Nacional

En España el Instituto Geográfico Nacional ha implantado desde 1998 una red de estaciones de referencia GNSS conocida como ERGNSS. Actualmente 44 estaciones conforman la red, como se muestra en la Figura 57, de las cuales 20 están integradas en la red europea de EUREF y 2 (YEBE y LPAL) en la red mundial del IGS [IGN 2013]. Prácticamente todas las estaciones emiten correcciones diferenciales DGPS+RTK a través del caster de correcciones diferenciales <http://ergnss-ip.ign.es> y con los clientes del protocolo NTRIP a través de la dirección “193.144.251.13” por los puertos 80 y 2101. Esta metodología ha sido la empleada para determinar el que hemos llamado posicionamiento VRS en nuestra investigación.

Los objetivos de la red ERGNSS son: obtención de coordenadas y campos de velocidad muy precisos en toda la red, contribución al establecimiento de los sistemas de referencia globales con los marcos ITRF, contribución a la red europea EUREF Permanent Network, empleo de los datos registrados para diferentes estudios relacionados con geodinámica, troposfera, ionosfera, etcétera y, finalmente, proporcionar a la comunidad de usuarios de tecnologías GNSS en España datos para aplicaciones cartográficas, topográficas y cualquier tipo de posicionamiento en general.



Fig 57. Estaciones de referencia EUREF en España [fuente:IGN2015].

Para ésta investigación hemos utilizado la estación de referencia cercana al aeropuerto de Ciudad Real. En concreto la estación de Almodóvar del Campo (ALMO) cuya reseña podemos consultar en el Anexo III.

3.3.3.4. Las redes de estaciones de referencia regionales en España

Este tipo de redes de estaciones de referencia han sido impulsadas por los diferentes gobiernos autonómicos de España, en la mayoría de los casos, ya sea a través de organizaciones o instituciones públicas o bien directamente a través de departamentos de las estructuras gubernamentales. También se da el caso de redes de estaciones de referencia impulsadas por empresas privadas, tratándose en muchos casos de fabricantes o distribuidores de instrumentos topográficos que emplean estas infraestructuras como herramientas comerciales para la captación o fidelización de clientes, o bien como modelo de negocio basado en la comercialización de los datos ofrecidos por la red como un producto más.

En cualquier caso, la característica más importante de las redes regionales es precisamente su marcado carácter local, permitiendo obtener una mayor densidad de estaciones de referencia y facilitando una mayor cantidad de información a los usuarios. Precisamente el hecho de ser redes más densas que las redes mencionadas en los puntos anteriores permite que, al menos a día de hoy, las redes regionales de estaciones de referencia ofrezcan en muchos casos servicios que otras redes de mayor envergadura de momento no pueden ofrecer. Estos servicios son generalmente la provisión de servicios de datos en tiempo real (RTK y DGPS) de estación simple y de solución red como por ejemplo VRS. Esto permite a la mayoría de usuarios de este tipo de redes emplear estas infraestructuras geodésicas para sus trabajos habituales de posicionamiento en tiempo real, ya que la gran densidad de estaciones de referencia de las redes regionales permite trabajar en tiempo real con precisiones muy altas. De este modo este tipo de redes son hoy en día una herramienta más en dichos trabajos.

Existen numerosas redes regionales, normalmente de ámbito autonómico. En concreto disponemos de al menos una red en las siguientes autonomías: Andalucía, Aragón, Asturias, Baleares, Canarias, Cantabria, Castilla y León, Cataluña, Comunidad Valenciana, Extremadura, Galicia, La Rioja, Madrid, Murcia, Navarra y País Vasco.

Las observaciones en ésta investigación se han realizado en el aeropuerto de Ciudad Real, siendo esta comunidad autónoma de las pocas que no dispone de una red propia de estaciones. Por este motivo se ha utilizado una estación de la red nacional del IGN.

CAPÍTULO 4.

SISTEMA DE AUMENTACIÓN EGNOS

En este capítulo se hace un estudio de la situación actual del sistema de aumentación EGNOS, con sus principales servicios y rendimientos. Se analizarán sus prestaciones en cuanto a precisión, integridad, continuidad y disponibilidad, así como las posibles operaciones de navegación aérea que soporta.

La European Geostationary Navigation Overlay Service es la primera empresa Europea de navegación por satélite. EGNOS es un proyecto conjunto de la Agencia Espacial Europea, la Comisión Europea y la Organización Europea para la Seguridad de la Navegación Aérea (Eurocontrol, European Organization for the Safety of Air Navigation). De esta forma, EGNOS es el primer proyecto Europeo en los sistemas mundiales de navegación por satélite, y es el precursor de Galileo.

EGNOS es un sistema de navegación basado en el posicionamiento diferencial GNSS para aumentar las precisiones nominales de este sistema, y proporciona criterios de integridad, continuidad y disponibilidad con los que un sistema de navegación fiable debe contar, para poder desarrollar cualquier tipo de actividad. El sistema utiliza las señales de las constelaciones de satélites de los sistemas estadounidense GPS y ruso GLONASS pero, a diferencia de estos últimos, su finalidad es



Fig 58. Emblema de EGNOS [fuente ESA.].

únicamente civil. Consta de varias cargas útiles de navegación instaladas en satélites en órbita geostacionaria y de una red terrestre de estaciones de posicionamiento y centros de control donde todo está interconectado.

Se trata pues de que estos equipos aumenten la fiabilidad de los servicios ofrecidos por las señales de GPS y GLONASS en una zona geográfica que cubre fundamentalmente Europa y otras zonas adicionales.

Actualmente EGNOS es la solución europea a las necesidades de la Conferencia Europea de Aviación Civil (CEAC, European Civil Aviation Conference). No obstante, el diseño del sistema permite que los servicios se extiendan a otras áreas visibles por los satélites geostacionarios. Tales extensiones requieren el despliegue de estaciones de control específicas y la reutilización de algunos elementos centrales del núcleo europeo, para lo que no será necesaria la interrupción de la señal de EGNOS. Las regiones que podrían beneficiarse de la extensión del sistema comprenden África, Sudamérica y Asia, aunque actualmente la cobertura de EGNOS es la que se muestra a continuación [ESA 2013].

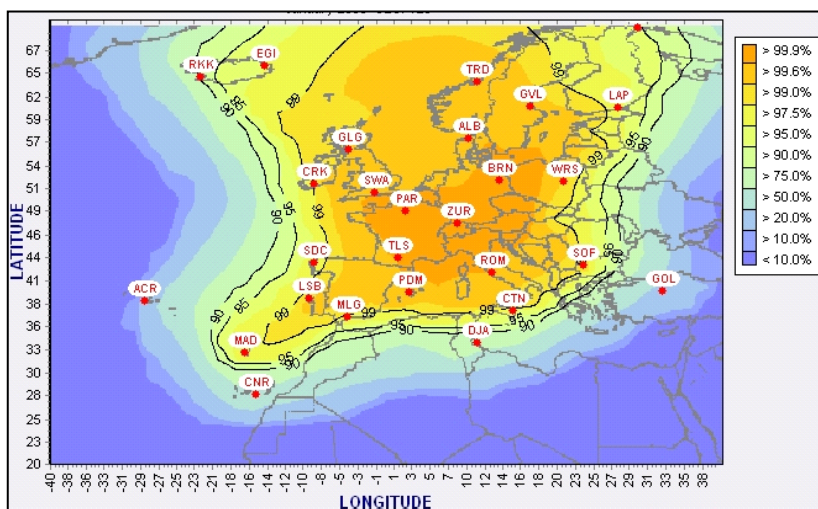


Fig 59. Cobertura de EGNOS.[fuente ESA2013]

4.1. PRESTACIONES TÉCNICAS

Para alcanzar las exigencias de la aviación civil, EGNOS proporciona a través de su señal mejoras en los parámetros requeridos. Las siguientes prestaciones del sistema SBAS mejoran los servicios prestados por GPS y GLONASS [ESA 2013]:

-Telemetría, R-GEO (Ranging Geoestacionary Earth Orbit): esta señal permite medir la distancia del usuario al satélite geostacionario emisor: Inmarsat-3 AOR-E (Atlantic Ocean Región East), Inmarsat-3 IOR-W (Indian Ocean Región West) y el Artemis de la ESA (European Spatial Agency). Lo hace de la misma forma que con

los satélites GPS. Así se dispone de una ecuación más por satélite geostacionario visible, consiguiéndose una mejora en la precisión, disponibilidad y continuidad.

-Estado de los satélites GNSS: proporciona información relativa al estado de funcionamiento y calidad de las señales emitidas por todos los satélites GNSS-1. Mediante este servicio se mejoran las prestaciones de navegación desde el punto de vista de la integridad, pues se dota a GPS y GLONASS de una función de monitorización de su funcionamiento de la que carecen de origen.

-Correcciones diferenciales básicas: proporciona correcciones a los errores de efemérides- posición de los satélites- y de sincronización de los relojes a bordo de los satélites GNSS-1, que son aplicadas por los usuarios a las medidas de distancia obtenidas para los diferentes satélites. Mediante este servicio se mejoran notablemente las prestaciones de navegación desde el punto de vista de la precisión.

-Correcciones diferenciales precisas: proporciona correcciones a los errores de propagación que sufren las señales emitidas por los satélites a causa de la refracción de la ionosfera, que son aplicadas por los usuarios a las medidas de distancia obtenidas para los diferentes satélites. Se trata pues de aplicar parámetros para modelizar la ionosfera en tiempo real, corrigiendo así el retardo de las señales. Al igual que el anterior, este servicio está destinado también a mejorar las prestaciones de navegación desde el punto de vista de la precisión.

-Integridad (GIC, GNSS Integrity Channel): Se informa sobre el estado de los satélites de las constelaciones y se indica cual no debe de utilizarse en caso de que estén introduciendo errores.

Las exigencias impuestas por la aviación civil son las más estrictas reguladas. EGNOS ha sido diseñado para cumplirlas, cubriendo de esta manera las necesidades de las aplicaciones marítimas y terrestres. Las mejoras que obtenemos con el sistema EGNOS son:

Precisión: la difusión de correcciones diferenciales mejora el funcionamiento del servicio de navegación, especialmente su precisión, hasta alcanzar el nivel exigido para aproximaciones verticales de Categoría I. La precisión vertical se mejora de 2-4 metros y de 1-3 metros en horizontal gracias a la difusión de las correcciones diferenciales [Quintanilla et al. 2009] . Las pruebas llevadas a cabo hasta el momento con EGNOS confirman que se obtienen estas precisiones dentro del área de la CEAC.

Error type	GPS	EGNOS
Orbit and clock synchronisation	1 m	0,5 m
Tropospheric error	0,25 m	0,25 m
Ionospheric error	2 m	0,3 m
Receiver noise	0,5 m	0,5 m
Multipath	0,2 m	0,2 m
UERE (quadratic sum of errors - 1σ)	2,31 m	0,83 m
HDOP (function of geometry of visible satellites)	1,1 m	1,1 m
Horizontal positioning accuracy error (1σ) = UERE x HDOP	2,54 m	0,92 m
Horizontal positioning accuracy error (2σ , 95 %)	5,08 m	1,84 m

Tabla 10. Diferencia de error entre GPS y EGNOS (fuente ESA 2011).

Integridad: la difusión de la información de integridad mejora la disponibilidad del servicio de navegación segura de GPS/ GLONASS/ EGNOS hasta el nivel requerido. Para aviación civil podemos asegurar nivel de integridad para aproximaciones de no precisión. La integridad se ve altamente mejorada, de manera que el usuario recibe una alerta en caso de fallo del sistema en EGNOS, GPS o GLONASS en un plazo máximo de 6 segundos.

Cuatro parámetros caracterizan a la integridad:

- Límite de alarma.
- El nivel de protección.
- Riesgo de integridad.
- Tiempo de alarma (TTA).

Si el error de posicionamiento supera el nivel de protección especificado, la alarma debe ser transmitida al usuario. Deberá ser recibida por el usuario dentro del tiempo límite especificado (TTA). La probabilidad de que una alarma no se transmita al usuario dentro del plazo debe ser menor que el riesgo de integridad [Fellner et al. 2010].

Los usuarios de un sistema GNSS que deseen obtener un cierto grado de integridad deben indicar sus necesidades de acuerdo con estos cuatro parámetros para una aplicación dada.

EGNOS es específico para ofrecer los niveles de integridad del rendimiento siguientes:

Parameter	Performance Level
Integrity risk	2×10^{-7} per 150 seconds
Time To Alarm	6 s
Vertical Alarm Limit	50 m
Horizontal Alarm Limit	40 m

Tabla 11. Niveles de rendimiento de integridad [fuente ESA 2011].

En la práctica, ya que el error de la posición real es desconocida para el usuario, las estimaciones de estos errores llamados "Niveles de Protección" (XPL, X designa la componente horizontal H o vertical V) se comparan con los límites de alarma. Un procedimiento de aproximación en la aviación civil corresponde a un nivel de alarma XAL, que se autorizará sólo si el nivel de protección XPL es menor que XAL.

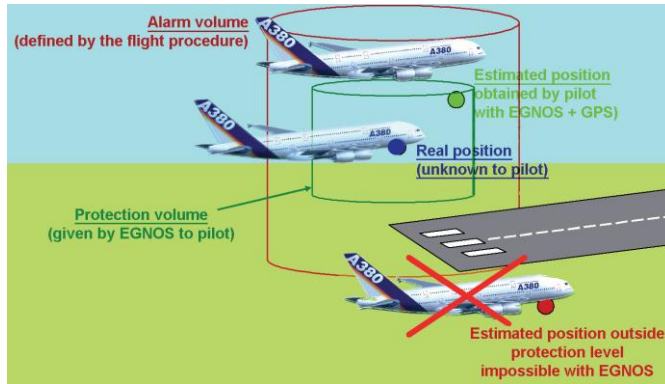


Fig 60. Esquema de principio de los límites de integridad [fuente ESA 2011].

Existe un diagrama que se puede utilizar para medir el rendimiento de la integridad de un receptor en una posición conocida (Diagrama de Stanford) (Figura 60). Este tipo de gráfica, inicialmente utilizada para validar los sistemas SBAS, muestra, por una posición conocida, el límite de protección (VPL o HPL) de acuerdo con los errores observados (vertical u horizontal).

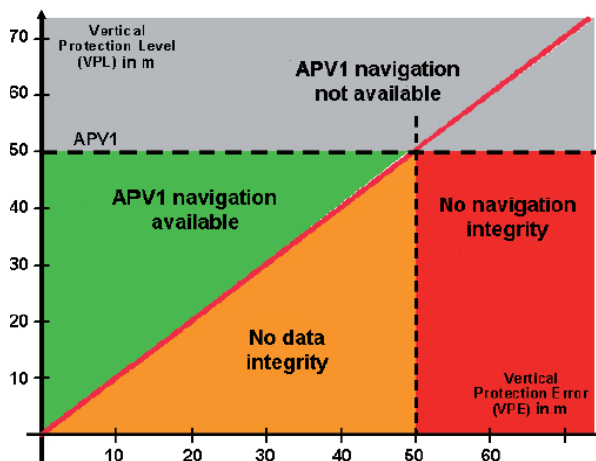
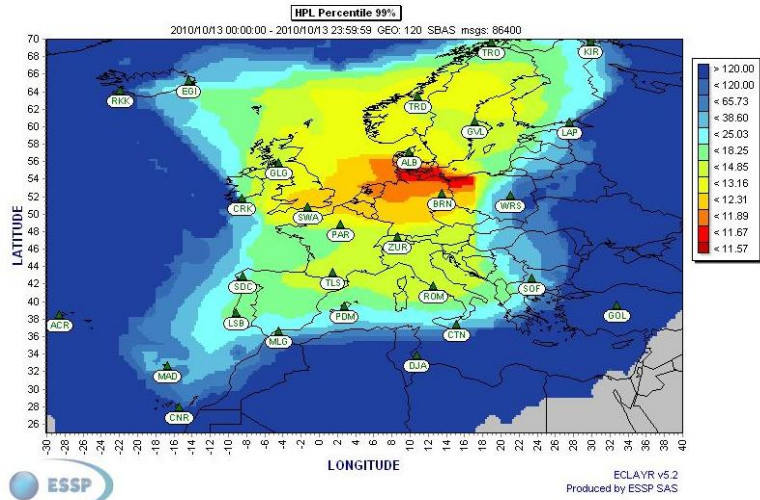


Fig 61. Diagrama de Stanford. [fuente ESA 2011.]

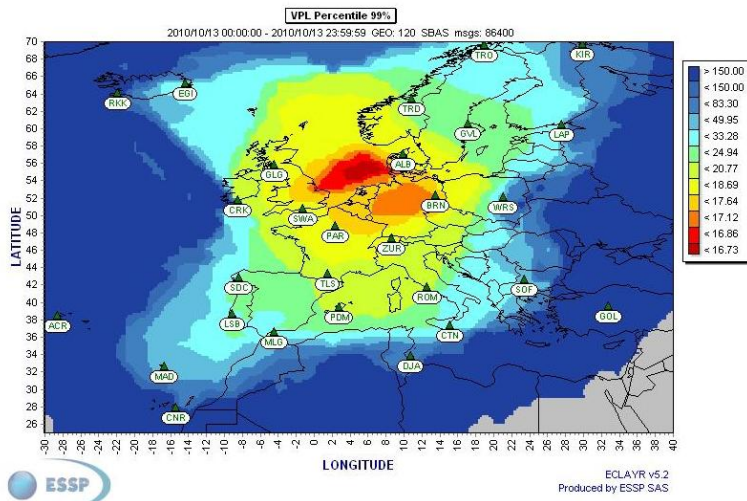
- Si $XPL > XAL$ (zona gris): El servicio de la integridad de navegación no está disponible
- Si $XPL < XAL$ y
 - $XPE < XPL$ (zona verde): Caso nominal del servicio de integridad
 - $XPL < XPE < XAL$ (área naranja): Pérdida de la integridad del sistema, no hay integridad de los datos.
 - $XPL < XAL < XPE$ (zona roja): Pérdida de la integridad de navegación para el usuario, el sistema envía una alarma al usuario en menos de 6 segundos.

En las siguientes figuras podemos ver el nivel de protección horizontal y vertical con su distribución geográfica. Se puede apreciar como disminuyen a medida que nos acercamos a los límites de cobertura de las estaciones de control.



caption 1
Image 2 of 2

Fig 62. Nivel de protección horizontal [fuente ESSP 2013].



caption 2
Image 1 of 2

Fig 63. Nivel de protección vertical [fuente ESSP 2013].

Continuidad: al disponer de más satélites la continuidad mejora y además el sistema continúa trabajando durante los 150 segundos siguientes al comienzo de cualquier operación prevista.

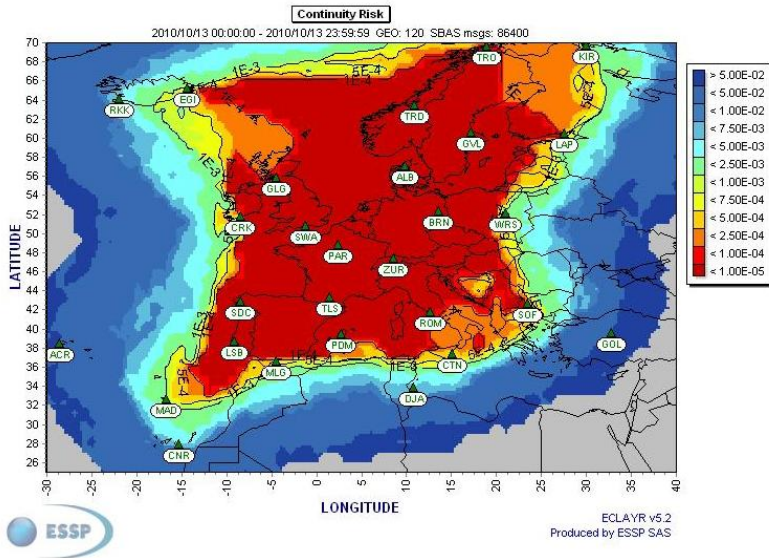


Fig 64. Riesgo de continuidad [fuente ESSP 2013].

Disponibilidad: Esta es mayor gracias a la difusión de una señal igual a la difundida por GPS, desde tres satélites geostacionarios.

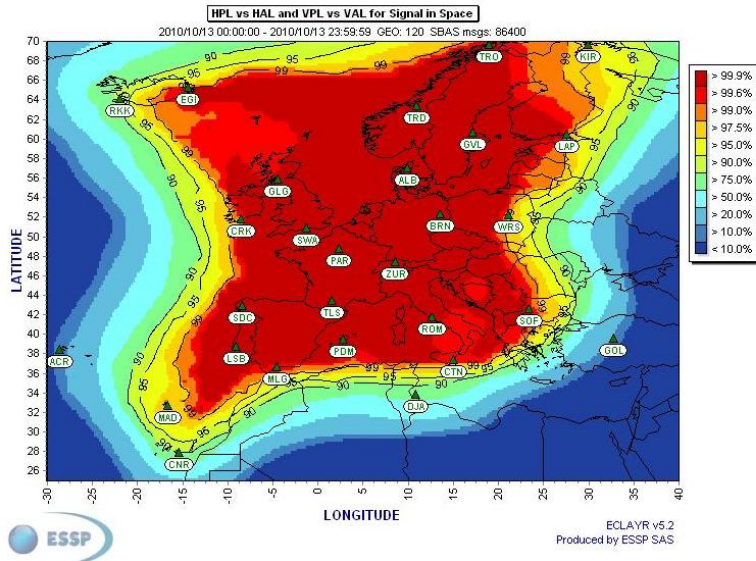


Fig 65. Disponibilidad [fuente ESSP 2013].

4.2. ARQUITECTURA DE EGNOS

La arquitectura de EGNOS se divide en los tres segmentos que se tratarán a continuación: Segmento control, segmento espacial y segmento usuario.

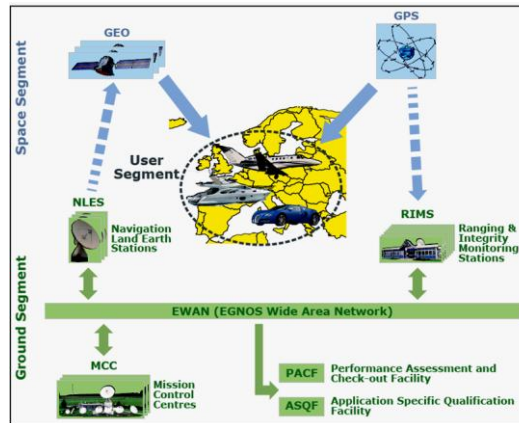


Fig 66. Arquitectura de EGNOS [fuente ESA 2013].

4.2.1. Segmento de Control Terrestre

Está constituido por una compleja red de estaciones terrestres de control, procesamiento y monitorización. Dichas estaciones se encuentran fundamentalmente desplegadas en la zona de servicio (Europa), para garantizar en ella unos niveles de prestaciones adecuados en términos de integridad, precisión, disponibilidad y continuidad. Comprende una red de Ranging Control de Integridad Estaciones (RIMS), cuatro Centros de Control de Misión (MCC), seis Navegación Terrestre Tierra Estaciones (NLES), y la Red de Área Amplia EGNOS (Ewan), que proporciona la red de comunicación para todos los componentes del segmento de tierra. Otras dos instalaciones también están desplegadas como parte del segmento de tierra para apoyar las operaciones del sistema y la prestación de servicios, a saber, la evaluación del desempeño y comprobación Fondo (FAP) y el Fondo para la Aplicación de clasificación específica (ASQF), que son operados por el proveedor de servicios EGNOS (ESSP SAS) . Las funciones de cada una de estas plataformas es [GMV 2011]:

- Estaciones Monitoras de Integridad y Telemetría (RIMS, Ranging and Integrity Monitoring Station): La función principal de la RIMS es recoger las mediciones de satélites GPS/GLONASS y transmitir estos datos sin procesar cada segundo para las Plantas de Procesamiento Central (CPF) de cada MCC. La configuración actual de EGNOS incluye 36 estaciones ubicadas

principalmente en el área geográfica europea. Las últimas estaciones desplegadas han sido en La Palma (España), Atenas (Grecia) y Alejandría (Egipto), las cuales han mejorado el rendimiento del sistema EGNOS y ampliado la zona donde se pueden utilizar.

Hay también una estación en Canadá, una en la Guayana Francesa y otra en Sudáfrica para mejorar el rendimiento de determinación de la órbita. Asi como 4 RIMS llamadas MEDA de extensión al norte de África y consolidación de prestaciones en el sur y oeste de Europa: Tel Aviv, Abu Simbel, Tamanrasset y Agadir. Igualmente existen 2 RIMS de consolidación de las prestaciones en altas latitudes: Svalbard y Jan Mayen.

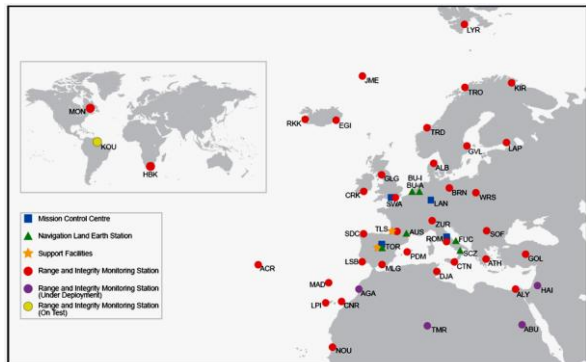


Fig 67. Distribución de los MCC,RIMS y NLES.[fuente ESA 2013.]

Hay tres tipos de estaciones RIMS:

Tipo A: Suministra los ruidos en las medidas de los satélites EGNOS/GPS visibles. Estos datos son utilizados por el CPFs para el cálculo de las correcciones y los umbrales de confianza estimados.

Tipo B: También fuente de las mediciones de los ruidos de los satélites visibles de EGNOS/GPS. Estos datos son utilizados por el CPF para comprobar los mensajes de difusión y garantiza la integridad de EGNOS.

Tipo C: Se dedican a la detección de fallos específicos conocidos como «evil waveforms» (una señal de navegación en forma de onda dañada a causa de una anomalía a bordo de un satélite GPS).

- **Estación Central Maestra de Control (MCC, Master Control Centre):** reciben la información de las estaciones anteriores y a partir de ella generan mensajes de corrección WAD (Wide Aérea Differential) para mejorar la precisión de las señales de satélite y los mensajes de información del estado de los satélites (integridad). Solo uno de estos MCC está activo y operacional, los otros MCC permanecen como reserva que pueden activarse si ocurre algún problema. Existen 4 estaciones maestras de control: Madrid, Londres, Frankfurt y Roma. El módulo fundamental de el MCC es la Estación Central de Procesamiento (CPF) y sus funciones son:

- Elaborar correcciones de reloj para cada satélite a la vista de los datos de la red de estaciones. Estas correcciones de órbita son válidas en toda el área de difusión (es decir, donde se recibe la señal de EGNOS).
- Correcciones de efemérides elaboradas para mejorar la exactitud de las naves espaciales en sus posiciones orbitales. Utilizada por EGNOS. Sin embargo, debido a la distribución geográfica de la red de monitores de tierra para EGNOS, la exactitud de estas correcciones se degrada cuando se aleja de la zona de servicio de núcleo.
- Elaborar un modelo de errores ionosféricos sobre el área de servicio de EGNOS para compensar las perturbaciones ionosféricas a las señales de navegación.

Estas funciones requieren una densa red de estaciones de monitoreo. Por esta razón, la corrección de modelo ionosférico por EGNOS no está disponible para toda el área de cobertura geostacionaria. Sólo se proporciona para una región centrada sobre Europa que se llama la región CEAC.

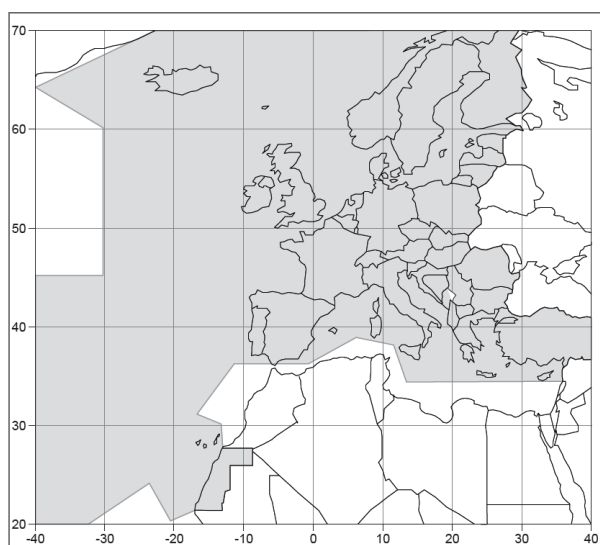


Fig 68. Región CEAC [fuente ESA 2013].

Los tres conjuntos de correcciones mencionadas son luego transmitidos a los usuarios para mejorar la precisión de posicionamiento. Además, la CPF estima los errores residuales que pueden ser esperados por los usuarios una vez que se han aplicado el conjunto de correcciones difundidos por EGNOS. Estos errores residuales se caracterizan por dos parámetros:

- *Usuario diferencial Error Range (UDRE)*: se trata de una estimación del rango residual error después de la aplicación de reloj y corrección de error de efemérides para un determinado Satélite GPS.
- *Rejilla Error Vertical ionosférica (IGP)* : se trata de una estimación del error vertical residual después de la aplicación de las correcciones ionosféricas en un punto de la malla de una zona geográfica determinada .

Estos dos parámetros se pueden utilizar para determinar un error agregado unido a los errores de posición horizontal y vertical. Esta información es de especial interés para los usuarios de Safety of Life [ESA 2013].

Por último, el CPF incluye un gran número de funciones de vigilancia diseñado para detectar cualquier anomalía en la señal del GPS y en el sistema EGNOS siendo capaz de avisar a los usuarios dentro de un plazo muy corto (menos de la hora de Alerta - TTA) en caso de un error superior a un cierto umbral . Estas funciones de control están diseñados para la Safety of Life .

- Terrena de Navegación (NLES, Navigation Land Earth Station): generan la señal EGNOS, similar a la señal GPS, en la que transmiten los mensajes de corrección e integridad desde el MCC a los satélites geoestacionarios, encargados de radiar finalmente la señal SBAS a los usuarios finales. El sistema tiene dos NLES (una principal y una de reserva), y una tercera NLES con fines de pruebas y validación.
- Centro de Control Central (CCF): encargado de controlar todo el sistema con las instalaciones de apoyo siguientes:
 - La Performance Assessment and Checkout Facility (PACF), que sirve para coordinar las operaciones y mantenimiento, y supervisar el funcionamiento del sistema.
 - El Application Specific Qualification Facility (ASQF), que proporciona soporte a las aplicaciones y la interfaz de usuario.

Los componentes operativos están todos interconectados a través de la red de área extensa EGNOS (EWAN) y están diseñados para transmitir datos en tiempo casi real.

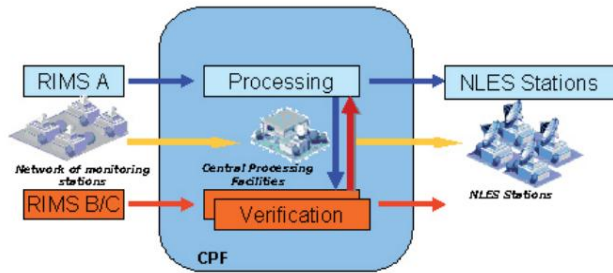


Fig 69. Esquema de trabajo y validación de datos [fuente ESA2013].

4.2.2. Segmento espacial

El segmento espacial está compuesto por tres satélites geostacionarios (GEOs) de cobertura global que generan aumentación a GPS y a GLONASS aunque el objetivo es que aumente a Galileo cuando esté operativo. Recordar que los satélites geostacionarios, también llamados geosincrónicos, están situados a una altura orbital de 35,786 Km., tal que su periodo orbital es igual a la velocidad de rotación de la Tierra, por lo que aparecen como inmóviles sobre un punto fijo de la superficie terrestre.

Los tres satélites que forman parte de la constelación son Inmarsat-3 AOR-E, situado en la región este del Océano Atlántico, Inmarsat-3 IOR-W, situado sobre el Océano Índico y Artemis de la ESA. Las primeras transmisiones con estos satélites empezaron a realizarse en diciembre de 2003. La información sobre el estado y rendimiento de EGNOS y, en particular la disponibilidad de los satélites geostacionarios, se suministra en el sitio web de ESSP (Proveedor Europeo de Servicios Satelitales de EGNOS) [GMV 2011].

En la siguiente figura se puede ver la cobertura que ofrece cada uno de estos satélites.

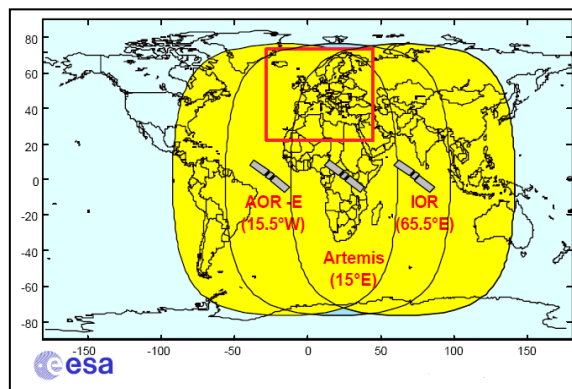


Fig 70. Cobertura de los satélites de EGNOS [fuente ESA].

La función de los satélites es la radiodifusión de correcciones e información de integridad para los satélites GPS en la banda de frecuencia L1 (1575.42 MHz).

Esta configuración del segmento espacial proporciona un alto nivel de redundancia en el conjunto del área de servicio en caso de fallo del enlace por satélite geoestacionario. Las operaciones de EGNOS son manejados de tal manera que, en cualquier punto en el tiempo, al menos dos de los tres GEOs transmita una señal operativa. Dado que sólo es necesario para el seguimiento un solo satélite GEO para beneficiarse del EGNOS SoL , esto asegura una capacidad de conmutación en caso de interrupción y garantiza un alto nivel de continuidad de servicio.

Se pretende que el segmento espacial EGNOS se repondrá en el tiempo con el fin de mantener el mismo nivel de redundancia. La ubicación exacta orbital de los satélites futuros puede variar, aunque esto no afectará el servicio ofrecido a los usuarios. Del mismo modo, diferentes PRN (números de código) pueden ser asignados a un futuro GEO. Sin embargo, la mayoría de los receptores de los usuarios SBAS se han diseñado para detectar automáticamente y utilizar cualquier código en un conjunto pre - asignado reservados para SBAS .

Por tanto, estas evoluciones serán transparentes para los usuarios finales y no requerirá ninguna intervención humana o cambio de equipo receptor.

4.2.3. Segmento usuario

Para recibir las señales EGNOS se requiere un receptor compatible con EGNOS. Hay muchos receptores disponibles en el mercado de una variedad de fabricantes.

Un receptor EGNOS es como un receptor GNSS, pero con un software especial en el interior que permite al receptor obtener el código utilizado por los satélites EGNOS y calcular las correcciones EGNOS a las señales GPS/GLONAS. Además de esto, un receptor EGNOS es como un receptor GNSS y esto significa que puede recibir señales GPS/GLONAS también. Un receptor EGNOS es del mismo tamaño que un receptor GPS y utiliza el mismo tipo de antena [GMV 2011].

Según la Agencia del GNSS Europeo, la selección del receptor EGNOS a utilizar dependerá de la aplicación específica y las funcionalidades necesarias, así como las limitaciones de integración. En particular, es necesario comprobar si el receptor procesa EGNOS correctamente y si sus interfaces permiten la aplicación para recuperar los datos requeridos.



Fig 71. Tipos de receptores EGNOS .

Como EGNOS es interoperable con otros SBAS, los receptores deben poder recibir la señal de otros sistemas SBAS. En la práctica, muchos receptores indican su compatibilidad con SBAS con las etiquetas "WAAS Capable" o "WAAS habilitado".

Existe una lista, elaborada por la GSA, de receptores compatibles. Los receptores se dividen en varias categorías, dependiendo del nivel de procesamiento de la información SBAS:

Categoría 1: Uso completo de correcciones SBAS.

Categoría 2: Capacidad de recibir la señal de los satélites SBAS.

Categoría 3: El receptor es conocido por ser compatible con el SBAS, pero el receptor no hace uso de esta capacidad y no procesa los datos de aumentación. En productos en esta categoría se requiere una actualización del firmware del receptor para hacer uso de SBAS.

Categoría 4: Receptores de los que se desconoce la capacidad SBAS del dispositivo / chipset.

Los receptores para aviación civil deben de cumplir la normativa para Safety-of-Life , por lo que deben de estar certificados cumpliendo:

- El pleno cumplimiento de [SBAS MOPS RTCA DO-229] (equipo de a bordo).
- El pleno cumplimiento de los [SBAS MOPS RTCA 228 y 301] (requisitos de la antena).
- Cumplimiento de [RTCA TSO (C190, C145b, C146b)] para equipos SBAS.
- Compatibilidad con otros equipos de aviónica, en particular los sistemas de gestión de vuelo (FMS).

Esta norma de receptor ha sido diseñada por y para la comunidad de la aviación, tanto para la navegación horizontal como la navegación vertical, implementando un gran número de características destinadas a garantizar la integridad de la posición derivada .

Esta norma identifica las diferentes clases de receptores de los usuarios en función de las operaciones a realizar. La siguiente tabla resume las principales características de los equipos EGNOS y las fases de vuelo.

Operational Class	Phases of Flight
Class 1	Oceanic and domestic en route, terminal, approach (LNAV), and departure operation
Class 2	Oceanic and domestic en route, terminal, approach (LNAV, LNAV/VNAV), and departure operation
Class 3	Oceanic and domestic en route, terminal, approach (LNAV, LNAV/VNAV, LP, LPV), and departure operation
Class 4	Equipment that supports only the final approach segment operation

Tabla 12. Clasificación de operaciones de vuelo.[fuente ESA 2013.]

Para EGNOS, los niveles mínimos de rendimiento se definen por dos tipos específicos de operaciones y asumiendo estar equipado con un receptor de clase 1 (para operaciones de no Precision Approach , NPA) o de clase 3 para las operaciones LPV [GMV 2011].

De acuerdo con la operación prevista , proporcionando la aplicación de material de AESA orientación y aceptados Medios de Cumplimiento está disponible (AMC) . Los AMC incluyen criterios de aeronavegabilidad, como calificación de los equipos y de los criterios funcionales, cumplimiento de aeronavegabilidad para la instalación , así como los criterios operacionales .

La calificación de los equipos recomendados en las AMC se refiere a la certificación ETSO equipo. Un certificado pieza de hardware ETSO (receptor, antena, etc.) demuestra que ha sido diseñado, probado y fabricado de acuerdo con las normas aplicables. Cabe recordar que el proceso de aprobación ETSO no es sólo una manera que el fabricante del equipo elige para demostrar el cumplimiento de las normas , sino que no es el único método . Por lo tanto, es posible encontrar equipos certificados no ETSO totalmente compatibles con los estándares y que está certificado para su uso por las autoridades competentes NSA.

También se debe considerar que los certificados ETSO se refieren sólo a los propios equipos (aviónica y hardware relacionado) y no a la instalación dentro de la aeronave. El usuario / operador debe seguir la orientación proporcionada en el AMC aplicable a fin de buscar autorización para la instalación de aviónica.

Dada una instalación en condiciones de aeronavegabilidad y funciones conforme a las exigencias de la AMC, una aprobación operacional debe obtenerse de la Nacional Autoridad de Supervisión . La siguiente tabla enumera los ETSOs existentes relacionados con el hardware requerido para operaciones SBAS .

ETSO	Hardware Required for SBAS Operations
ETSO-C144a	Passive Airborne Global Navigation Satellite System (GNSS) Antenna
ETSO-C145c	Airborne Navigation Sensors Using the Global Positioning System Augmented by the Satellite Based Augmentation System
ETSO-C146c	Stand Alone Airborne Navigation Equipment Using the Global Positioning System Augmented by the Satellite Based Augmentation System
ETSO-C190	Active Airborne Global Navigation Satellite System (GNSS) Antenna

Tabla 13. ETSOs existentes y los requisitos de hardware para operaciones SBAS [fuente ESA 2013].

4.3. SERVICIOS DE EGNOS

La señal de EGNOS se emite por dos satélites Inmarsat-3 (uno con posición al este del Atlántico y el otro por encima de África) y por el satélite de la ESA Artemis, que también encontramos situado por encima de África. Estas tres órbitas de los satélites están en el plano ecuatorial, en tres longitudes diferentes, cada uno capaz de transmitir los servicios de EGNOS en Europa.

Al igual que con los satélites GPS, cada satélite EGNOS se le asigna un único número PRN (Pseudo-Random Noise), lo que permite su identificación por el usuario.

El estándar NMEA, que se utiliza en modo de salida por la mayoría de los receptores comerciales disponibles actualmente, asigna un identificador único para cada satélite EGNOS, como se describe en la tabla de abajo.

Satélite	PRN	ID (NMEA)	Posición
Artemis	124	37	21.5E
INMARSAT AOR-E	120	33	15,5 W
IOR INMARSAT-W	126	39	25E

Tabla 14. Satélites de EGNOS [fuente ESA 2013].

Como regla general, dos satélites de los tres disponibles se utilizan operacionalmente para transmitir el mensaje de EGNOS. El tercero se utiliza para efectos de mantenimiento, pruebas y validación (actualmente PRN126).

4.3.1. Nivel de Servicio

Con el desarrollo de las funciones, anteriormente expuestas, se pueden identificar tres niveles operacionales de servicio en la utilización del GPS y EGNOS:

- **NIVEL 1: Nivel preoperacional.** Consistirá en la transmisión de señales similares al GPS desde los satélites GEO (telemetría). Con el aumento del número de satélites disponibles se incrementará la disponibilidad. El nivel 1 se corresponde con el mínimo suministrado por el sistema EGNOS y se garantizará en toda el área de cobertura geoestacionaria (área GEO).
- **NIVEL 2: Suministro del servicio de telemetría y de integridad** (mediante la emisión de información de integridad). El aumento de integridad permitirá que el servicio cumpla los requerimientos de la aviación civil hasta aproximaciones de no precisión en el área de cobertura de la CEAC (países miembros de la Conferencia Europea de Aviación Civil) donde se reciban dos señales geoestacionarias.
- **NIVEL 3: Suministro del servicio de telemetría, integridad y precisión** (mediante la emisión de correcciones diferenciales). Supone un aumento de nivel de precisión que permite cumplir los requerimientos de la aviación civil, en principio hasta aproximaciones de precisión CAT I en, al menos, la parte terrestre de la CEAC donde se reciban dos señales geoestacionarias.

4.3.2. Servicios básicos proporcionados por el sistema

EGNOS ofrece a todos los usuarios de radio navegación por satélite tres servicios que proporcionan correcciones e información de integridad de la señal sobre el área CEAC y es totalmente interoperable con otros sistemas SBAS. Los tres servicios son [ESA 2013]:

- **Open Service.**

Para el servicio abierto (Open Service) de EGNOS, la señal en el espacio ha estado disponible continuamente desde octubre de 2009. EGNOS Open Service proporciona a los europeos una precisión de posicionamiento que mejora de forma significativa la exactitud del GPS. EGNOS ha demostrado una excelente calidad de la señal en toda Europa.

La vigilancia continua de la señal de aumentación demuestra que mejora la precisión del GPS entre uno y dos metros, y está disponible en más del 99 por ciento del tiempo. En comparación, una persona con un receptor GPS que no tenga EGNOS activado sólo puede estar seguro de su posición dentro de los 17 metros en horizontal y 37 en vertical (navstar standard 2008).

Al anunciar la disponibilidad del servicio abierto, la Comisión Europea confirma que este nivel de rendimiento está disponible para largo plazo y que la señal puede ser utilizada sin ningún tipo de cargos.

Los fabricantes de receptores y los desarrolladores de aplicaciones son capaces de ofrecer a sus clientes los beneficios de las mejoras en el rendimiento del GPS, simplemente añadiendo prestaciones de EGNOS a sus productos. No se requiere tener autorización o certificación específica del receptor.

Es importante señalar que hasta el momento en que EGNOS fue certificado para el uso en la aviación civil transmitía el mensaje de MT0 (Don't Use-SBAS test mode), lo que significaba que la señal no puede ser utilizada para aplicaciones de seguridad de vida. Durante esta fase, los contenidos de MT0 son similares a los que normalmente se transmitirán a través de un MT2 (es decir, mensaje que proporciona correcciones rápidas e ionosféricas) y puede ser procesado por un receptor non-SoL como un MT2 regular. Este tipo de mensajes es generalmente llamado MT0 / 2.

- **Safety-of-Life Service.(servicio de Seguridad de Vida)**

El objetivo principal del servicio EGNOS SoL es apoyar las operaciones de la aviación civil. Aunque el servicio EGNOS SoL también podría ser utilizado en una amplia gama de otros dominios de aplicación (por ejemplo, marítimo, ferroviario, por carretera ...).

A fin de proporcionar el servicio SoL, el sistema EGNOS ha sido diseñado de manera que el EGNOS SIS cumple con los SARPS de la OACI para SBAS [OACI 2008]. EGNOS SoL servicio está disponible desde el 2 de marzo de 2011. Trataremos este servicio en el siguiente apartado por ser el relacionado con nuestra investigación.

- **Comercial Data Distribution Service (CDDS).**

Se refiere a la utilización de datos adicionales por algunos usuarios profesionales. Este servicio no es proporcionado por la señal emitida por los satélites geostacionarios de EGNOS sino por el sistema EDAS.

EDAS es el servicio de datos comerciales terrestres de EGNOS y pueden acceder a los datos de EGNOS solamente los clientes autorizados. EDAS es el punto de acceso único a los datos recogidos y generados por la infraestructura terrestre EGNOS (RIMS) distribuidos en Europa y el Norte de África. Los principales productos EGNOS o datos para su distribución comercial proporcionada por EDAS son:

-Observaciones GPS, GLONASS y EGNOS GEO primarias y los datos de navegación recogida por toda la red de alcance y Estaciones de Monitoreo de Integridad (RIMS) y navegación estaciones terrenas terrestres (NLES).

-Mensajes de aumentación EGNOS en tiempo real, ya que normalmente reciben los usuarios a través de los satélites geoestacionarios EGNOS (incluyendo reloj del satélite y efemérides correcciones, correcciones e información propagación integridad de los SBAS formato).

La siguiente figura muestra la arquitectura de nivel de servicio EDAS. El EGNOS EDAS está disponible desde el 26 de julio de 2012.

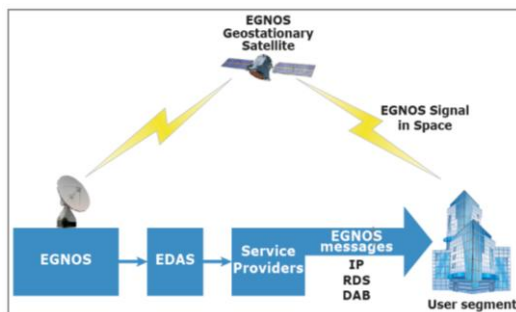


Fig 72. Esquema de servicio EDAS. [fuente ESA2013 .]

4.3.3. Safety or Life de EGNOS

La Comisión Europea declaró el servicio 'Safety-of-Life' de EGNOS apto para su uso en aviación civil. Por primera vez, las señales de navegación por satélite aumentadas por este sistema europeo podrán guiar a las aeronaves durante la fase crítica de aproximación a tierra.

En concreto con el servicio 'Safety-of-Life' dos niveles de servicio son proporcionados en navegación aérea, NPA (Non-Precision Approach) y APV-I (Approach with Vertical guidance) el cual es mas restringente. En la siguiente tabla podemos ver un resumen de los requisitos necesarios [Fellner et al. 2010].

	NPA en ruta	APV
Precisión lateral	220 m	16 m
Precisión vertical	No disponible	20 m
Límite de alerta horizontal	556 m	40 m
Límite de alerta vertical	No disponible	50 m
Disponibilidad	0.99	0.99

Tabla 15. Características de NPA y APV [fuente ESA 2013].

Se trata de señales para la sincronización y posicionamiento, siempre abiertamente que son de acceso libre y sin ningún tipo de cargo directo. En el caso de la aviación, el uso del servicio EGNOS SoL está sujeto a la suscripción de acuerdos específicos de trabajo entre ESSP y ANSP (Academia Nacional de Seguridad Pública) como lo exige el Reglamento CE cielo único europeo. El Acuerdo de Trabajo se destina a cubrir los elementos contractuales y técnicas requeridas por la ANSP para publicar los procedimientos basados en EGNOS.

EGNOS SoL es accesible a cualquier usuario equipado con un receptor EGNOS. El rendimiento mínimo reportado en esta sección es el rendimiento que se puede experimentar cuando se utiliza un equipo receptor compatible con RTCA DO229 MOPS. También asume características / rendimiento GPS y un entorno de cielo despejado y sin obstáculos que enmascarar la visibilidad de satélites en ángulos superiores a 5° por encima del plano horizontal local.

4.3.3.1. Requisitos de rendimiento del servicio para aviación civil

El sistema EGNOS ha sido diseñado para soportar diferentes tipos de operaciones de aviación civil. Los requisitos para cada tipo de operación se han emitido por la OACI y se resumen en la siguiente tabla:

Typical Operation	Horizontal Accuracy (95%)	Vertical Accuracy (95%)	Integrity	Time-To-Alert (TTA)	Horizontal Alert Limit (HAL)	Vertical Alert Limit (VAL)	Continuity	Availability
En-route (oceanic / continental low density)	3.7 km (2.0 NM) (Note 6)	N/A	1 - $1 \times 10^{-7}/h$	5 min	7.4 km (4 NM)	N/A	1 - $1 \times 10^{-4}/h$ to 1 - $1 \times 10^{-9}/h$	0.99 to 0.99999
En-route (continental)					3.7 km (2 NM)	N/A		
En-route, Terminal	0.74 km (0.4 NM)	N/A	1 - $1 \times 10^{-7}/h$	15 s	1.85 km (1 NM)	N/A	1 - $1 \times 10^{-4}/h$ to 1 - $1 \times 10^{-9}/h$	0.99 to 0.99999
Initial approach, Intermediate approach, Non-precision approach (NPA), Departure	220 m (720 ft)	N/A	1 - $1 \times 10^{-7}/h$	10 s	556 m (0.3 NM)	N/A	1 - $1 \times 10^{-4}/h$ to 1 - $1 \times 10^{-9}/h$	0.99 to 0.99999
Approach operations with vertical guidance (APV-I)	16.0 m (52 ft)	20 m (66 ft)	1 - 2×10^{-7} in any approach	10 s	40 m (130 ft)	50 m (164 ft)	1 - $8 \times 10^{-6}/15$ s	0.99 to 0.99999

Tabla 16. Requisitos de rendimiento del servicio SoL [fuente ESA2013].

4.3.3.2. Características mínimas de rendimiento del servicio SoL

Las características mínimas de rendimiento del servicio EGNOS SoL se describen a continuación para la exactitud, integridad, disponibilidad y continuidad. Este rendimiento mínimo es conservador, ya que se ha derivado de tener en cuenta una serie de condiciones degradadas o anormales de las condiciones ambientales que podrían ser experimentadas a lo largo de la vida útil del sistema.

	Accuracy		Integrity		Continuity	Availability
	Horizontal (95%)	Vertical (95%)	Integrity	Time-To-Alert (TTA)		
Performance	3m	4m	1 - 2x10 ⁻⁷ / approach	Less than 6 seconds	1 - 1x10 ⁻⁴ /h to 1 - 1x10 ⁻⁸ /h	0.99 to 0.99999
Comment	Accuracy values at given locations are available at: http://www.essp-sas.eu		N/A		<p>For NPA:</p> <p>>1 - 2.5x10⁻⁴ per hour in most of ECAC</p> <p>>1 - 2.5x10⁻³ per hour in other areas of ECAC</p> <p>For APV-I:</p> <p>>1 - 1x10⁻⁴ per 15 seconds in the core ECAC</p> <p>1 - 5x10⁻⁴ per 15 seconds in most ECAC</p> <p>1 - 1x10⁻³ per 15 seconds in other areas of ECAC</p>	<p>99.9% for NPA in all the ECAC</p> <p>99% for APV-I in most ECAC</p>

Tabla 17. Valores de rendimiento del servicio SoL de Egnos [fuente ESA 2013].

Comparando las dos tablas anteriores pasamos a analizar los dos niveles de servicio proporcionados para aviación civil por el sistema [ESA 2013].

NPA - Aproximación de no precisión

El compromiso de rendimiento para NPA abarca otras fases menos exigentes de vuelo (en ruta, terminal u otros RNP) con EGNOS sólo para la guía lateral.

Precisión

La precisión de EGNOS es compatible con los requisitos especificados en la Tabla "requisitos de rendimiento del servicio". La precisión tanto vertical como horizontal es mucho mejor que la requerida.

Integridad

La integridad de EGNOS es compatible con los requisitos especificados en la Tabla "SoL Requisitos de rendimiento del servicio".

Disponibilidad

La figura siguiente proporciona las características de disponibilidad mínima que se puede esperar de EGNOS para NPA. El área en rojo es donde la exigencia de disponibilidad del 99,9% se cumple. Estos valores se corresponden con el desempeño promedio esperado medido por un receptor libre de fallos utilizando todos los vehículos espaciales a la vista durante un período de un mes, y utilizando todos los operativos geostacionarios de EGNOS.

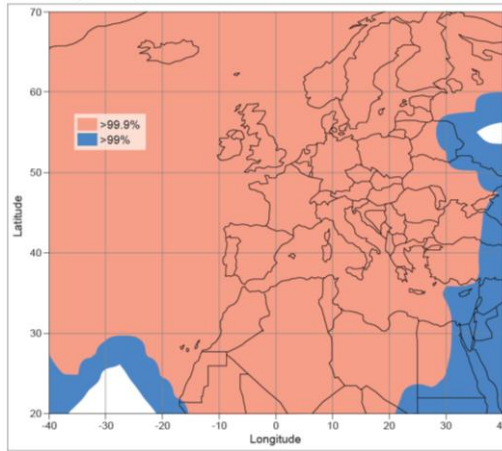
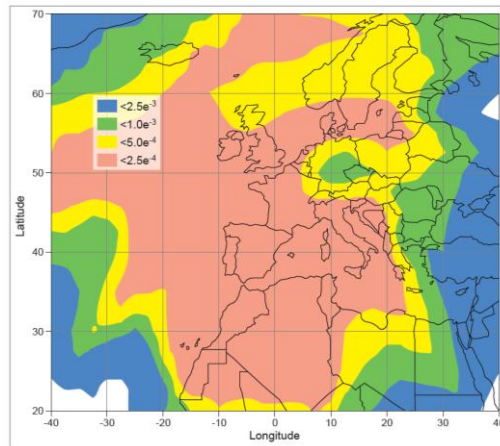


Fig 73. Disponibilidad NPA de EGNOS [fuente ESA 2013].

Continuidad

La figura siguiente proporciona el compromiso de continuidad que se puede esperar de EGNOS para NPA. Estos valores se corresponden con el desempeño promedio esperado medido por un receptor libre de fallos utilizando todos los vehículos espaciales en vista durante un período de un mes, y utilizando todos los operativos geostacionarios de EGNOS.



. Fig 74. Continuidad NPA de EGNOS [fuente ESA 2013].

El rendimiento del riesgo mínimo de continuidad es inferior a $2,5 \times 10^{-4}$ por hora en la mayoría de las Regiones de Información de Vuelo (FIR) de la CEAC 96. Sin embargo, hay algunas regiones FIR de la CEAC 96 donde el riesgo se eleva hasta $2,5 \times 10^{-3}$ por hora. Este

rendimiento mínimo no se cumple estrictamente con los requisitos de la OACI para NPA. Estos valores son, sin embargo, considerados suficientes para iniciar el uso de EGNOS en la aviación civil.

De hecho, los SARPS de la OACI incluyen material interpretativo que indica que cuando el objetivo de rendimiento de continuidad no se logra mediante un sistema dado todavía es posible permitir aproximaciones basadas ese sistema. En este caso, las autoridades locales de navegación aérea definen, en su caso, las medidas para mitigar los riesgos de carácter operativo.

APV-I - Aproximación con guiado vertical

Precisión

La precisión horizontal corresponde a una de confianza del 95% de la posición bidimensional en el plano horizontal local para la peor ubicación del usuario de 3m. La vertical corresponde a una de confianza del 95% de la posición unidimensional sin firmar en el eje vertical local para la peor ubicación del usuario de 4m [Fellner et al. 2010].

El sistema EGNOS por lo tanto está cumpliendo con los requisitos de precisión especificados en la tabla "SoL Requisitos de rendimiento del servicio". Recordemos que eran 16 m para horizontal y 20 para vertical.

Integridad

La integridad de EGNOS es compatible con los requisitos especificados en la tabla "SoL Requisitos de rendimiento del servicio". Tenemos un Tiempo de alerta de 6 segundos cuando el requisito es de 10 segundos.

Disponibilidad

La figura siguiente muestra las características de disponibilidad mínimas que se puede esperar de EGNOS para APV-I. El área en color naranja representa el área donde la disponibilidad 99% se cumple, y otros colores representan los demás requisitos de disponibilidad (98% el amarillo, verde el 95% y azul 90%). Estos valores se corresponden con el rendimiento mínimo esperado medido por un receptor libre de fallos utilizando todos los vehículos espaciales en vista durante un período de un mes, y utilizando todos los operativos geoestacionarios de EGNOS.

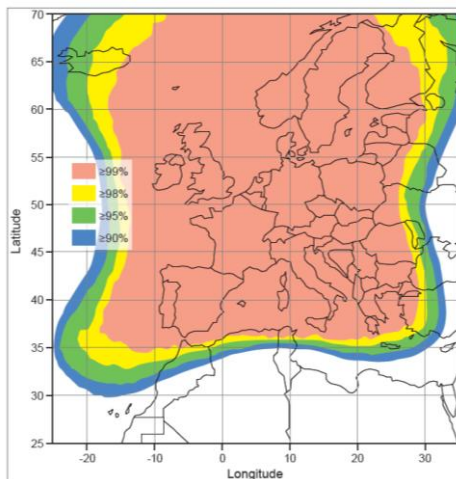


Fig 75. Disponibilidad APV-I de EGNOS [fuente ESA 2013].

Continuidad

La figura siguiente proporciona el rendimiento de la continuidad mínima que se puede esperar de EGNOS para APV-I. Estos valores se corresponden con el rendimiento mínimo esperado medido por un receptor libre de fallos utilizando todos los vehículos espaciales en vista durante un período de un mes, y utilizando todos los operativos geostacionarios de EGNOS.

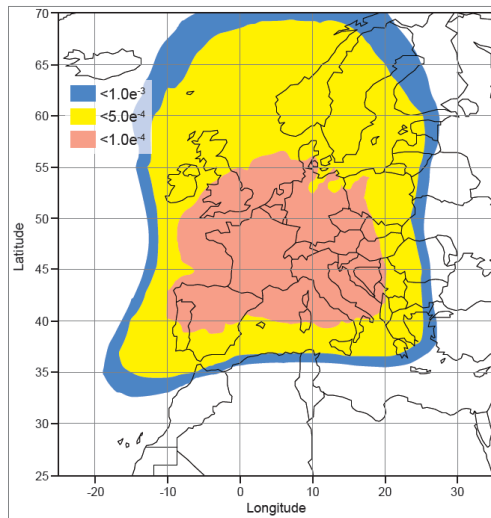


Fig 76. Continuidad APV-I de EGNOS [fuente ESA 2013].

El rendimiento del riesgo de continuidad mínimo es inferior a 10^{-4} para cada 15 segundos en cualquier parte central del territorio de la CEAC, y menos de 5×10^{-4} para cada 15 segundos en la mayor parte del territorio de la CEAC. Sin embargo, hay algunas regiones con un riesgo de más de 10^{-3} para cada 15 segundos.

Este rendimiento mínimo no se cumple estrictamente con los requisitos de la OACI APV-I (8×10^{-6} para cada 15 segundos). Estos valores son, sin embargo considerados suficientes para iniciar el uso de EGNOS en la aviación civil. De hecho, los SARPs de la ICAO incluyen material interpretativo que indica que cuando el objetivo de rendimiento de continuidad no se logra mediante un sistema dado, todavía es posible permitir que las aproximaciones basadas en ese sistema. En este caso, las autoridades locales de navegación aérea definen, en su caso, las medidas para mitigar los riesgos de carácter operativo.

4.3.3.3. Limitaciones del servicio

En la gran mayoría de los casos, el servicio EGNOS SoL estará disponible y ofrece un rendimiento en línea con, como mínimo, los niveles de rendimiento descritos en las secciones anteriores. Sin embargo, en un número limitado de situaciones, los usuarios pueden experimentar niveles de rendimiento de navegación no nominal. Las causas más comunes de comportamiento anormal se enumeran a continuación [ESA 2013]

Origen de la causa	Síntomas más comunes
<p><i>Retrasos en la radiodifusión.</i></p> <p>Una de las funciones de EGNOS es elaborar un modelo de la ionosfera y la difusión de este modelo a los usuarios para que puedan corregir los errores. Al utilizar el estándar SBAS, la recepción de todos los parámetros que son necesarios para inicializar puede tardar hasta 5 minutos.</p>	<p><i>Servicio EGNOS SoL no disponible inmediatamente.</i></p> <p>El receptor no puede usar inmediatamente EGNOS para calcular una solución de navegación y por lo tanto la mejora de precisión de la posición no está disponible hasta unos minutos después de que el receptor está encendido.</p>
<p><i>Bloqueo de la señal de EGNOS.</i></p> <p>Las señales de EGNOS se emiten por dos satélites geoestacionarios. Esto garantiza un cierto nivel de redundancia en caso de que un enlace por satélite se pierda debido a la sombra de un obstáculo cercano. Al movernos hacia el norte a latitudes altas, los satélites geoestacionarios son vistos más bajos en el horizonte del usuario y por lo tanto son más susceptibles al enmascaramiento.</p>	<p><i>Degradación de la exactitud de la precisión tras algún tiempo.</i></p> <p>El efecto de perder la señal del EGNOS (en ambos satélites geoestacionarios) en el receptor será equivalente a volver a un receptor GPS solamente. Sin embargo, tal degradación no será instantánea, pues la norma SBAS ha sido diseñada para hacer frente a los bloqueos de la señal temporal.</p>
<p><i>Interferencia local.</i></p> <p>GPS y EGNOS utilizan una banda de frecuencia que está protegida por la Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT). Sin embargo, es posible que en algunos lugares específicos pueda haber interferencias perjudiciales a los sistemas de navegación por satélite. Los organismos nacionales son los encargados de detectar y hacer cumplir el uso legal del espectro.</p>	<p><i>Degradación de la precisión de la posición o pérdida completa del servicio.</i></p> <p>Dependiendo del nivel de interferencia, el efecto en el receptor del usuario puede ser una degradación de la exactitud de la posición (nivel de ruido inusual que afectan a la posición) o una pérdida total de los servicios de navegación aérea en el caso de que las señales de interferencia impidan el seguimiento de las señales de navegación.</p>

Tabla 18. Limitaciones del servicio SoL de EGNOS [fuente ESA 2013].

Origen de la causa	Síntomas más comunes
<p>Otros efectos locales.</p> <p>En algunos casos el GPS y las señales EGNOS sufren reflexiones (múltiple), el ruido o atenuación debido al ambiente cercano (edificios, la superficie del fuselaje, vehículos, vegetación...).</p>	<p>Degradación de la exactitud de la posición o la pérdida completa del servicio.</p> <p>La solución de la posición puede demostrar la inestabilidad con una dispersión de error por encima de lo normal. Los receptores de aviación mitigan la mayoría de estos efectos gracias al diseño del receptor y la antena.</p>
<p>Las perturbaciones ionosféricas.</p> <p>En algunas circunstancias, debido a la actividad solar, en algunas regiones específicas en el mundo (especialmente en latitudes boreales y tropicales) las perturbaciones de la ionosfera (del centelleo, por ejemplo) afectarán al GPS y a las señales de navegación EGNOS y puede causar la pérdida completa de estas señales durante un corto período de tiempo.</p>	<p>Degradación de la exactitud de la posición.</p> <p>La solución de la posición puede verse afectada cuando el seguimiento por satélite se pierde debido a perturbaciones de la ionosfera. Si el número de satélites rastreados desciende seriamente, el servicio de navegación puede ser <i>perdido por completo</i>.</p>
<p>Degradación de la constelación básica GPS.</p> <p>La constelación GPS está en renovación y evolución permanente. En raras ocasiones puede ocurrir que la constelación GPS esté temporalmente inhabilitada y que no cumpla con los requisitos GPS.</p>	<p>Degradación del rendimiento del servicio EGNOS SoL.</p> <p>En tal caso, el rendimiento EGNOS SoL puede ser degradado. El rendimiento experimentado por el receptor puede ser peor que el rendimiento mínimo indicado en la NPA y para APV-I.</p>
<p>Orbita de inclinación de los satélites geostacionarios.</p> <p>Las características de las órbitas de los satélites geostacionarios pueden ser degradadas (por ejemplo, la inclinación de altura).</p>	<p>Degradación del rendimiento de la continuidad y la disponibilidad.</p> <p>En esta situación, algunas regiones del extremo norte del área de servicio se pueden cubrir con un solo satélite geostacionario durante algunos períodos del día, y pueden mostrar cierta degradación de la continuidad y el rendimiento de la disponibilidad.</p>

Tabla 19. Limitaciones del servicio SoL de EGNOS [fuente ESA 2013].

4.4. EL TIEMPO Y LOS SISTEMAS DE REFERENCIA EN

EGNOS

En sentido estricto, la información del tiempo y la posición que se deriva de un receptor SBAS que aplica las correcciones EGNOS no hace referencia a la hora GPS y al Sistemas de referencia WGS84 como se define en la especificación de interfaz de GPS. Específicamente, las coordenadas de posición y la información de tiempo se refieren a sistemas establecidos por el sistema EGNOS, es decir, la hora de la red EGNOS (ENT) escala de tiempo y el Marco de Referencia Terrestre EGNOS (ETRF). Sin embargo, estos sistemas de referencia EGNOS se mantienen estrechamente alineados con sus homólogos GPS y , para la gran mayoría de los usuarios, la diferencia entre estos dos tiempo y marco terrestre de referencia son insignificantes.

4.4.1. Sistema de referencia ETRF para EGNOS

El servicio EGNOS fue inicialmente diseñado para cumplir los requisitos de los usuarios de la aviación comunidad como se especifica en la OACI SARPS SBAS. La OACI establece como Sistema de Referencia Terrestre el WGS84 que utiliza el sistema GPS y la aviación civil.

El Marco de Referencia Terrestre EGNOS (ETRF) no está directamente referenciado al WGS84, pero son alineados periódicamente con el ITRF. El sistema ITRF es el sistema de referencia terrestre estándar que se utiliza en la investigación de la geodesia y la Tierra. Actualmente el último adoptado es el ITRF2008. Las RIMS del sistema EGNOS partiendo de datos de antenas terrestres y con efemérides precisas del IGS realiza periódicamente un ajuste al marco ITRF2000, que es la base de ajuste del WGS84. Así se obtienen unas diferencias de pocos centímetros entre las coordenadas calculadas en los dos marcos de referencia. En la actualidad se puede cifrar en menos de 2 centímetros (ESA), por lo que para ser aplicada en esta investigación se acepta que EGNOS obtiene posicionamiento de coordenadas en el sistema de referencia WGS84 [Berné et al. 2014].

4.4.2. Sistema de Tiempo ENT de EGNOS

La referencia de tiempo utilizada por EGNOS para llevar a cabo la sincronización de los relojes RIMS es la hora de la red EGNOS (ENT). La ENT escala de tiempo es una escala de tiempo atómico que se basa en un conjunto de relojes atómicos desplegados en las RIMS. El tiempo ENT de EGNOS es la base para el cálculo de las correcciones y no se utiliza el tiempo GPS. Este es un dato muy importante a tener en cuenta en las observaciones de ésta investigación ya que se han utilizado diferentes sistemas de posicionamiento con diferentes escalas de tiempo, en ENT y en GPS [ESA 2011].

Todas las correcciones del reloj del satélite calculadas por el Segmento de Tierra de EGNOS y transmitidos a los usuarios se refieren a la escala de tiempo ENT. Por otra

parte, el desplazamiento entre ENT y UTC se transmite en el mensaje de navegación EGNOS. La valoración de la diferencia de tiempo entre ENT y UTC es una cuestión clave para los usuarios de tiempo.

Por parte de la ESA se recomienda, a los usuarios de EGNOS que desean combinar mediciones GPS, hacer referencia a las diferentes escalas de tiempo, lo que representará una incógnita adicional correspondiente al desplazamiento entre las dos referencias de tiempo en el receptor. En nuestro caso los receptores son independientes, pero se deberá tener en cuenta esta diferencia de tiempos, ya que se obtendrán posicionamientos de navegación con las dos escalas de tiempo. Así, a la hora de compararlos se debe de corregir el desfase de tiempos entre los dos patrones. En esta investigación se ha fijado un desfase de tiempos entre ENT-UTC y GPS de 14,5 segundos.

4.5. CORRECCIÓN IONOSFÉRICA EN EGNOS

La ionosfera es una capa ionizada de la atmósfera situada a unos cientos de kilómetros sobre la superficie terrestre. La señal de navegación del satélite es transmitida a través de esta capa y al atravesarla perturba la señal dando lugar a errores de rango. El tamaño del error dependerá del nivel de actividad solar y de la elevación del satélite sobre el horizonte. Por ejemplo, un satélite con una elevación de 5° sobre el horizonte el error que afecta a la medición es de aproximadamente 3 veces más grande que el que afecta a un satélite visto en el cenit [ESA 2013].

Este error supone la componente principal del error de posicionamiento total por GPS, por lo que la principal mejora del sistema SBAS de EGNOS es reducir este error. En la tabla 18 se puede ver la diferencia de error de posicionamiento con y sin EGNOS SoL después de corregir errores de reloj, efemérides e ionosféricos.

Error sources (1σ)	GPS – Error Size (m)	EGNOS – Error Size (m)
GPS SREW	4.0 ¹²	2.3
Ionosphere (UIVD error)	2.0 to 5.0 ¹³	0.5
Troposphere (vertical)	0.1	0.1
GPS Receiver noise	0.5	0.5
GPS Multipath (45° elevation)	0.2	0.2
GPS UERE 5° elevation	7.4 to 15.6	4.2 (after EGNOS corrections)
GPS UERE 90° elevation	4.5 to 6.4	2.4 (after EGNOS corrections)

Tabla 20. Comparativa de Error de Posicionamiento de GPS ó servicio SoL de EGNOS [fuente ESA. 2013].

EGNOS transmite correcciones ionosféricas para poder estimar el error ionosférico para cada Punto ionosférico Pierce (IPP). Estas correcciones ionosféricas se emiten para cada uno de los puntos en una cuadrícula virtual situada a una altitud de 350 km.

Estos puntos se denominan puntos de cuadrícula ionosférica (IGP). El receptor conoce la posición de estos puntos en particular y el retardo estimado para cada uno de ellos y por tanto es capaz de estimar el retardo ionosférico para cada IPP y puede obtener cada pseudodistancia corregida. Para hacer ésto, el receptor debe realizar una interpolación entre los valores de la IGP cercanos al IPP. [ESA 2011]

La cuadrícula o rejilla IGP consiste en 11 bandas numeradas de 0 a 10 (proyección de Mercator). Las bandas de 0-8 son verticales, y las bandas 9 y 10 se definen horizontalmente alrededor de los polos, existiendo un total de 1808 IGP. La siguiente figura muestra las bandas de 0 a 8

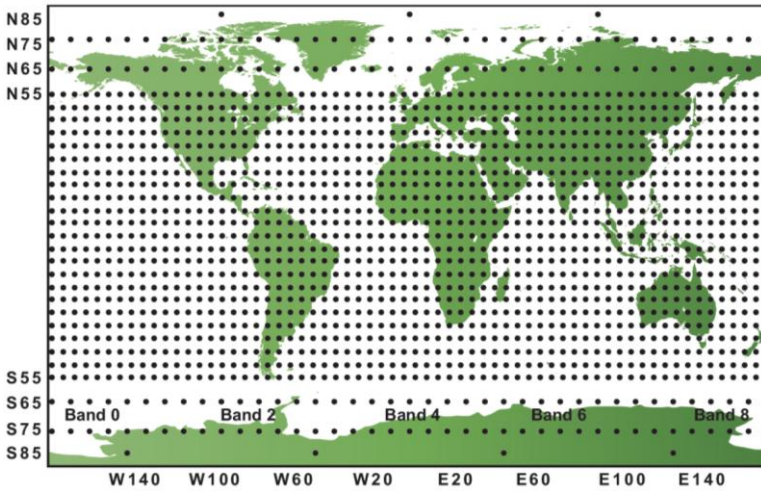


Fig 77. Cuadrícula de IGP (Ionosferic Grid Pintas) [fuente ESA.2011].

Cada una de las bandas de 0 a 8, las IGP están numerados del 1 al 201, como se muestra en la siguiente figura.

North									
West	28	51	78	101	128	151	178	201	East
	27	50	77	100	127	150	177	151	
	
	
	
	2	30	53	80	103	130	153	180	
1	29	52	79	102	129	152	179		
South									

Fig 78. Esquema de numeración de IGP [fuente ESA.2011].

En las bandas 9 (Polo Norte) y 10 (Polo Sur), las IGP están numerados 1-192 de oeste a este y mediante el aumento de la latitud.

Para estimar el error ionosférico para cada línea de propagación entre receptor y satélite a la vista, el receptor debe identificar los (IPP). Cada IPP se define como la intersección entre la capa atmosférica situada a una altitud de 350 km y la línea que se origina en la posición de receptor y que está dirigido al GPS satélite en cuestión.

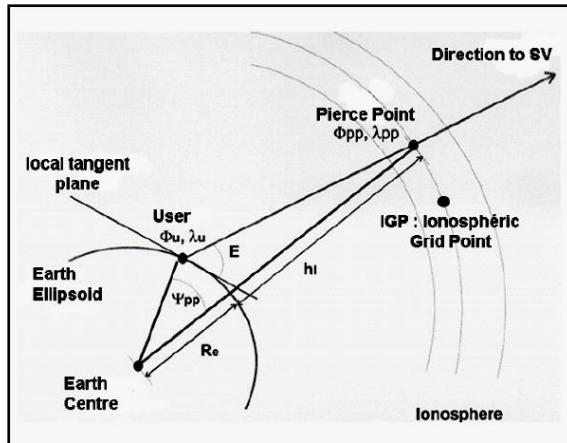


Fig 79. Principio geométrico de IPP. [fuente ESA. 2011]

Las siguientes ecuaciones proporcionan la latitud (Φ_{pp}) y longitud (λ_{pp}) de un IPP.

$$\Phi_{pp} = \text{Arc sen}(\text{sen}\Phi_u \cdot \cos\psi_{pp} + \cos\Phi_u \cdot \text{sen}\psi_{pp} \cdot \cos A)$$

Y expresada en radianes.

$$\psi_{pp} = \frac{\pi}{2} - E - \text{sen}^{-1}\left(\frac{R_e}{R_e + h_1} \cdot \cos E\right)$$

Que corresponde al ángulo, en radianes, entre la posición del usuario y la dirección de la IPP prolongado hacia el centro de la Tierra.

donde:

A es el ángulo de acimut satélite en relación con la posición del usuario (Φ_u, λ_u), medido a partir del norte.

E es el ángulo de elevación del satélite en relación con la posición del usuario (Φ_u, λ_u), medido a partir del plano tangente local.

R_e es una aproximación del radio de la Tierra (6378 kilómetros).

h_i es la altura de la densidad máxima de electrones (350 kilómetros).

La longitud del IPP está dada por las siguientes expresiones:

Si: $\Phi_u > 70^\circ$ y $\tan(\psi_{pp})\cos A > \tan(\frac{\pi}{2} - \Phi_u)$ o si: $\Phi_u < -70^\circ$ y $\tan(\psi_{pp})\cos(A+\pi) > \tan(\frac{\pi}{2} + \Phi_u)$ entonces:

$$\lambda_{pp} = \lambda_u + \pi - \text{sen}^{-1}\left(\frac{\text{sen } \psi_{pp} \text{sen } A}{\text{cos } \Phi_{pp}}\right)$$

Si no entonces:

$$\lambda_{pp} = \lambda_u + \pi + \text{sen}^{-1}\left(\frac{\text{sen } \psi_{pp} \text{sen } A}{\text{cos } \Phi_{pp}}\right)$$

Después de calcular la posición de su IPP, el usuario debe seleccionar qué IGP utilizar para interpolar la corrección ionosférica y su varianza. Esta operación se lleva a cabo utilizando la información proporcionada en la máscara de la ionosfera, y se debe hacer teniendo en cuenta si la IGP es "monitoreado", "no monitoreado" o "no se usa". Si uno de los IGP se identifica como "no monitoreado", la interpolación se hace dentro de un triángulo que contiene el IPP. Si dos de los IGP son "no monitoreados", hay que elegir una célula de interpolación [RTCA-MOPS de DO-229D].

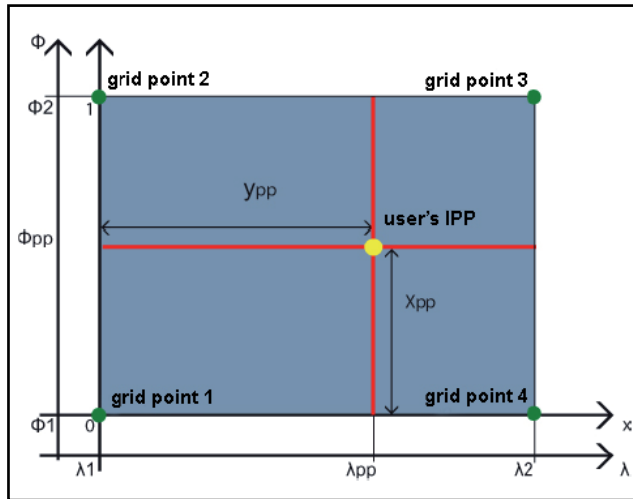


Fig 80. Principio de interpolación de IPP [fuente ESA. 2011].

Una vez que el usuario ha calculado el error vertical para el IPP, debe luego multiplicar este error vertical por el Factor de Oblicuidad F_{pp} para obtener la corrección ionosférica IC que debe añadir a la pseudo-distancia medida:

$$IC_i = -\tau_{pp}(\lambda_{pp}, \Phi_{pp}) = -F_{pp} \cdot \tau_{pp}(\lambda_{pp}, \Phi_{pp})$$

Donde F_{pp} es:

$$F_{pp} = \left[1 - \left(\frac{R_e \cos E}{R_e + h_I} \right)^2 \right]^{-\frac{1}{2}}$$

Para interpretar mejor como es enviada esta información al usuario, que como se ve es fundamental para la mejora de precisión del sistema EGNOS, se va a hacer un análisis del mensaje de EGNOS en el siguiente apartado.

4.6. EL MENSAJE DE EGNOS

La señal de EGNOS cumple con los estándares SBAS definidos por la OACI. En concreto se tiene un grupo de mensajes y cada uno de los mensajes tiene un propósito diferente. Transmite sus mensajes a través de la banda L1 (1575.42 MHz) a una velocidad de 250 bits/s. Utiliza la misma modulación que el GPS, pero a una velocidad de transferencia cinco veces superior [ESA 2013].

La ESA ha desarrollado un conjunto de ocho herramientas para los profesionales de la navegación por satélite. Se destaca el SISNeTlab y SBAS Teacher. El primero es un nuevo software que permite a los usuarios de forma rápida y fácil evaluar el desempeño de los diversos sistemas SBAS. Le da al usuario una amplia variedad de funcionalidades y los gráficos producidos pueden ayudar a comparar y comprender mejor los distintos sistemas de mensajes SBAS.

Esta herramienta proporciona un control de la señal EGNOS (SIS) en el espacio, así como el cálculo de otros parámetros derivados de la señal EGNOS. SISNeTlab descarga los mensajes EGNOS a partir de los datos archivados en el servidor de mensajes EGNOS de la ESA (EMS), utilizando el protocolo FTP. Los archivos descargados son almacenados en el ordenador del usuario. Una vez descargados, estos archivos se procesan y producen un conjunto de gráficos de salida como resultado, los cuales también se almacenan en un directorio en el ordenador del usuario.

El segundo, SBAS Teacher, es un software que decodifica y codifica mensajes EGNOS. Decodifica mensajes SBAS, sustituyendo su contenido y realizar una nueva codificación de este ó crea, un nuevo mensaje SBAS.

En la siguiente tabla se han relacionado los mensaje con su contenido y una breve descripción. En el Anexo I de este documento disponemos una descripción más minuciosa de cada uno de los mensajes que utiliza EGNOS.

APLICACIÓN	TIPO DE MENSAJE	DESCRIPCIÓN
Aviso	MT0	Sólo para periodo de pruebas.
Mascara PRN	MT1	Proporciona datos de la máscara PRN
Correcciones rápidas	MT2	Proporciona correcciones rápidas
	MT3	Proporciona correcciones rápidas
	MT4	Proporciona correcciones rápidas
	MT5	Proporciona correcciones rápidas
	MT24	Proporciona correcciones rápidas y a largo plazo
Correcciones a largo plazo	MT25	Proporciona correcciones a largo plazo
	MT24	Proporciona correcciones rápidas y a largo plazo
Correcciones ionosféricas	MT26	Proporciona correcciones ionosféricas
Mascara IGP	MT18	Principio de la máscara asociado a correcciones ionosféricas (IGP)
Integridad	MT6	Información sobre integridad
Factores de degradación	MT7	Factores de degradación para correcciones rápidas
	MT10	Factores de degradación para correcciones ionosféricas y a largo plazo
Sincronización UTC	MT12	Parámetros de sincronización entre ENT y UTC
Almanaques	MT17	Emite almanaques de los tres satélites
Datos de satélites	MT9	Transmite posición, velocidad y aceleración de los satélites
Mensajes de servicio	MT27	Aumenta el valor de σ_{UDRE}
	MT28	Ampliación del mensaje MT27
Mensajes internos	MT62	Mensaje sin contenido
	MT63	Mensaje tipo nulo

Tabla 21. Lista de tipos de mensaje de EGNOS [fuente ESA. 2011].

4.6.1. Estructura de los tipos de mensajes

Todos los mensajes EGNOS se pueden dividir en la siguiente estructura:

- Los primeros 8 bits de cada mensaje corresponden a una parte del preámbulo. El preámbulo es una palabra única de 24 bits (01010011 10011010 11000110), repartidas en tres mensajes sucesivos, que permite sincronizar la parte inicial de los datos (durante la fase de adquisición).
- Los 6 bits siguientes identifican el tipo de mensaje (de 0 a 63).
- Los siguientes 212 bits corresponden a los datos útiles que se incluían en el mensaje, que son específicos del tipo de mensaje.
- Los últimos 24 bits corresponden a los bits de paridad, que aseguran que los datos no fueron dañados durante la transmisión (es decir, que no hay error de bits).

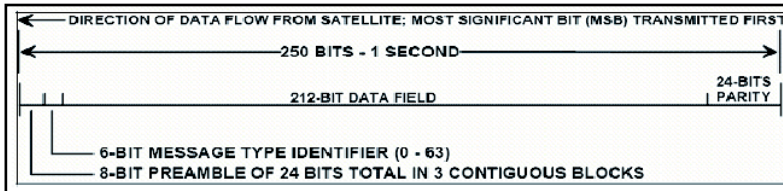


Fig 81. Estructura de cada mensaje en EGNOS [fuente ESA. 2011].

4.6.2. Periodo de validez de los mensajes

El sistema EGNOS está diseñado para proporcionar a los usuarios la información más actualizada de los parámetros de integridad y las correcciones diferenciales. Sin embargo, en EGNOS existe la posibilidad de que un usuario no pueda recibir todos los mensajes debido por ejemplo a un bit erróneo. En este caso, para garantizar el rendimiento del sistema, los usuarios deben de aplicar modelos de degradación a la información proporcionada (por ejemplo, las aeronaves en la fase de aproximación de precisión).

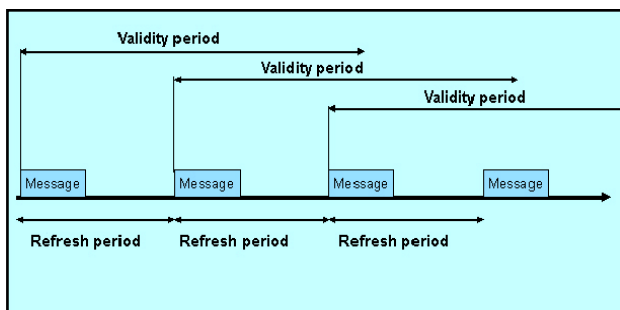


Fig 82. Principio de validez de los mensajes [fuente ESA. 2011].

Actualización y períodos de validez

Para cada tipo de mensaje transmitido, existe un periodo máximo de actualización que debe tenerse en cuenta por el sistema en la señal transmitida. Un periodo de validez es también definido y debe ser aplicado por el usuario, pudiendo depender de la aplicación. Estos intervalos y periodos se muestran en la tabla siguiente.

Types	Data contained	Refresh period(s)	Validity period	
			En Route, Terminal, NPA	Precision Approach
0	Don't use for safety applications	6	N/A	N/A
1	PRN mask	120 ^{note 2}	600	600
2 to 6, 24	UDREI	6	18	12
2 to 5, 24	Fast Corrections	Variable ^{note 1}	Variable ^{note 1}	Variable ^{note 1}
24, 25	Long Term Corrections	120	360	240
9	GEO Navigation Data	120	360	240
7	Fast Correction Degradation	120	360	240
10	Degradation Parameters	120	360	240
18	Ionospheric Grid Mask	300 ^{note 2}	1200	1200
26	Ionospheric Corrections	300	600	600
12	UTC Timing Data	300	86400	86400
17	Almanac Data	300	None	None
27	Service Level	300 (if used)	86400	86400
28	Clock. Ephemeris Covariance Matrix	120	360	240

Tabla 22. Periodos de validez de mensajes de EGNOS [fuente ESA. 2011].

El valor depende del factor de degradación para las correcciones rápidas. Cuando se modifican las máscaras, los mensajes tipo 1 o 18 se deben repetir varias veces antes de que la nueva máscara se pueda utilizar. Esto asegura que todos los usuarios han recibido la nueva máscara antes de aplicarla.

Además, el sistema EGNOS realiza también un seguimiento continuo de la exactitud de los valores difundidos a través de su período de validez.

La secuenciación de los distintos tipos de mensajes de difusión tiene en cuenta las limitaciones que se deben a los períodos de validez y los períodos de actualización de cada mensaje. Esta secuencia no es predecible (reacción del sistema de algoritmos para el medio ambiente interno y externo) y se diferencia de un satélite geostacionario a otro.

Modelos de degradación

Para algunas correcciones, el usuario debe aplicar modelos de la degradación entre dos periodos de actualización durante el periodo de validez. Los factores de degradación son proporcionados por el tipo de mensaje 10 para correcciones a largo plazo e ionosféricas y por el tipo de mensaje 7 para correcciones rápidas (sobre todo para la degradación UDREI).

4.7. EVOLUCIÓN DE EGNOS

Se hace un resumen cronológico de la puesta en funcionamiento de EGNOS, con sus fases principales y como es el desarrollo previsto para el futuro [ENAIRE 2015].

- 1994 Consejo Europeo aprueba la puesta en marcha del programa EGNOS.
- 1996, Septiembre: Lanzamiento de Inmarsat-3 F2 AOR-E (PRN 120), un satélite de telecomunicaciones que lleva un transpondedor (instrumento que al recibir una señal crea un mensaje de respuesta automáticamente) EGNOS.
- 1998, Febrero: Lanzamiento de Inmarsat-3 F5 IOR-W (PRN 126), un satélite de telecomunicaciones que lleva un transpondedor EGNOS. Se establecen los requisitos de la misión EGNOS.
- 2003
 - Junio: El Consejo de la Unión Europea confirma que EGNOS es una parte integral de la política europea de navegación por satélite y se adaptarán según sea necesario a las actualizaciones que siga el SBAS Internacional de Aviación Civil estándar, y que los servicios deben ampliarse decididamente a otras partes del mundo en largo plazo.
 - Junio: Primer centro de control principal (MCC) se inauguró en Langen, Alemania.
 - Diciembre: primeras señales de prueba de la difusión espacial de EGNOS.
- 2005, Julio: la versión EGNOS 1 (v1) comienza la fase de operaciones iniciales para difundir una señal continua.
- 2006
 - EGNOS v2.1 se despliega, implementando el EGNOS Data Server que da acceso en tiempo real a las estaciones RIMS de EGNOS, mediciones y mensajes de datos a los proveedores de servicios.
 - V2.1 también extiende la cobertura de EGNOS en el norte de África.
- 2008
 - Junio-Julio: Calificación de EGNOS v2.2, que permite la aplicación del concepto Regional Extension Module para ampliar aún más la cobertura EGNOS, incluyendo África.
 - Octubre: EGNOS v2.2 desplegado.

- 2009
 - Marzo: El servicio EGNOS Data Access Server (EDAS) disponible como una prueba beta.
 - Abril: Bienes transferidos de la ESA a la Comisión Europea en nombre de la Comunidad Europea. Las operaciones de servicios de suministro y mantenimiento de EGNOS confiado a la ESSP.
 - Octubre: EGNOS es declarado operacionalmente listo. Entrada en funcionamiento del servicio abierto.
- 2010
 - Lanzamiento del portal web de la GSA para comunidades de usuarios y desarrolladores de aplicaciones.
 - Primavera 2010: Conclusión de la fase de evaluación de EDAS y el inicio de la fase de mercado del servicio.
 - Tres RIMS más están programados para ser desplegados en Agadir (Marruecos), Atenas (Grecia) y Alejandría (Egipto). El despliegue está diseñado para extender la cobertura de la señal EGNOS hasta el norte de África.
 - Procesos de mejoras programados para la señal del EGNOS; por ejemplo el algoritmo de pre-procesamiento ionosférico está puesto a punto.
- 2011
 - En ruta / NPA / APV1 / LPV200 servicio basado en el aumento de sólo el L1 GPS.
 - La Seguridad de Vida (SoL) es un servicio que está siendo ofrecido por EGNOS desde marzo de 2011 a nivel regional y está garantizado hasta 2030 en cumplimiento de la OACI-SARPS-SBAS.
- 2013 Se inicia en el aeropuerto de Santander de Paraya el aterrizaje utilizando el sistema europeo de navegación por satélite EGNOS.
- 2020+ Está previsto que EGNOS experimentará una importante evolución a partir de esta fecha con la entrada en funcionamiento de EGNOS V3, incluyendo el cumplimiento de la norma SBAS L1 / L5, la expansión de doble frecuencia y la evolución hacia un concepto multi-constelación.

4.8. VENTAJAS DE EGNOS Y SU VALIDACIÓN

El sistema EGNOS ofrece múltiples ventajas a sus usuarios proporcionando mejoras considerables en cuanto a calidad de servicio, eficiencia y seguridad en todos los modos de transporte. Ya se ha visto que mejora la precisión del posicionamiento así como la disponibilidad y ofrece datos para validar la integridad de la señal transmitida por los satélites. En el transporte aéreo, desde un punto de vista operacional, mejora la provisión de los servicios ATS ofreciendo [Martínez Vadillo 2010]:

- **Mejora de la seguridad;** EGNOS permite el uso de aproximaciones con guía vertical (APV), proporcionando importantes mejoras de seguridad en los aeropuertos o aeródromos en que los enfoques con orientación vertical no están disponibles en la actualidad.
- **Mejora del rendimiento;** EGNOS mejora la precisión de posicionamiento y aumenta la fiabilidad de la información de posicionamiento, que complementa las señales GPS con las señales de tres satélites geostacionarios por separado.
- **Integridad de la información;** EGNOS informa sobre la fiabilidad del sistema GPS mediante la transmisión de mensajes de integridad dentro de los seis segundos cuando la calidad de las señales recibidas están por debajo de ciertos umbrales.
- **Bajo Mínimos;** el aterrizaje podría ser posible con menores niveles de visibilidad en los aeropuertos que no están equipados con ILS, por lo tanto puede reducir los retrasos y desvíos a aeropuertos alternativos y vuelos cancelados.
- **Curvado / aproximaciones de precisión segmentado;** más flexibilidad en procedimientos de aproximación de precisión que se traduciría en ahorro de tiempo y combustible y los beneficios de reducir el impacto acústico.
- **Mayor capacidad de las pistas;** desde EGNOS no hay ningún área crítica/sensible, se considera que el tiempo entre la aproximación de aeronaves consecutivas y aterrizajes alternativos y salidas pueden ser reducidos.
- **Infraestructura;** ahorro de costes debido a la eliminación progresiva de algunas ayudas a la navegación terrestre, que tienen altos costes de mantenimiento. Operaciones en áreas con insuficiente navegación e infraestructuras convencionales.
- **Equipo;** la solución EGNOS simplifica el equipo de a bordo.
- **Rutas más directas.** Lo que se traduce en ahorros de tiempo y combustible para los operadores y una reducción de los niveles de contaminación.
- **Capacidad de navegación fuera del espacio aéreo europeo.**

Sin embargo, las prestaciones del Sistema EGNOS, y en concreto las proporcionadas por los satélites estacionarios, se degradan en latitudes muy altas (países nórdicos en el caso de Europa, donde se están experimentando con otras técnicas electrónicas para mejorar las señales de aumentación) y no deja de ser un sistema corrector de la señal primaria del GPS/GLONASS; este último hace que persista el problema de la propiedad y de la manipulación de la señal inicial. Por ello, el siguiente paso lógico para Europa ha sido plantearse la mejor opción técnica: la creación de un sistema de navegación por satélite propio e independiente de los actuales con cobertura mundial, de origen civil y al servicio de la comunidad internacional, que ofrecerá iguales o mejores prestaciones que los sistemas existentes, aunque manteniendo con ellos total interoperabilidad. Como consecuencia de todo esto comenzó la creación y desarrollo del Sistema Galileo.

4.8.1. Proyectos de investigación para validación de EGNOS

En este apartado se hace un resumen de los principales proyectos financiados para la implantación de EGNOS como sistema de navegación aérea, realizados en Europa, con sus principales objetivos y los resultados obtenidos.

4.8.1.1. Proyecto Giant

GIANT (GNSS Introducción en el sector de la aviación) es la respuesta de un consorcio internacional, liderado por INECO, a la Empresa Común Galileo (una iniciativa conjunta de la Comisión Europea y la Agencia Espacial Europea), financiado por el 6º Programa Marco CE. GIANT nació con el objetivo de apoyar la introducción de los servicios de EGNOS y Galileo en el mercado de la aviación al tiempo que demuestra a las autoridades responsables que los niveles exigidos de seguridad se mantienen [Giant 2006].

El proyecto propone una aproximación en tres pasos para garantizar una introducción adecuada de EGNOS / Galileo en el sector de la aviación:

- Fase 1: Introducción de EGNOS como un medio complementario a las operaciones existentes (en ruta: BRNAV, TMA: P-RNAV y las operaciones de aproximación: SID y STAR RNAV).
- Fase 2: La aprobación de nuevas operaciones: La introducción de las operaciones de aproximación APV utilizando GNSS (EGNOS), esta orientación vertical servirá para mejorar la seguridad y la accesibilidad (las operaciones APV podrían ser el controlador necesario para aprovechar el servicio EGNOS). Esta fase debe demostrar beneficios operativos y financieros positivos para convencer a los operadores y fabricantes.

- Fase 3: El uso combinado de Galileo y GPS es reforzado por los sistemas de integridad regional (EGNOS). Además de eso, los requisitos más exigentes de precisión de aterrizaje (CAT II-III) se reunieron por medio de componentes locales, como los Sistemas de Aumentación Basado en Tierra (GBAS).

Los ensayos realizados fueron:

- Aproximaciones a las pistas de aterrizaje (no equipadas con ILS) del Aeropuerto de Valencia.
- Aproximaciones IFR en los hospitales para operaciones HEMS. Una prueba de vuelo de helicópteros se llevará a cabo en un helipuerto en el Hospital CHUV de Lausanne (Suiza).
- Viabilidad de EGNOS con helicópteros en el Mar del Norte. Este proyecto fue llamado North Sea.

Los ensayos de vuelo del proyecto GIANT en Lausanne se llevaron a cabo con éxito entre el 6 y 7 de junio de 2007. Las aproximaciones destinadas a los ángulos de 6 ° y 9 ° de enfoque se llevaron a cabo utilizando el futuro criterio de APV, según lo propuesto y discutido por la ICAO en el Instrument Flight Procedure Panel (IFPP). Las pruebas de vuelo demostraron que EGNOS es un sistema dedicado a navegación de helicópteros en IMC.

4.8.1.2. Proyecto MAGES

Presentación de informes que justifiquen la mejora del posicionamiento con sistemas EGNOS ante gestión de emergencias. En concreto se realizaron tres demostraciones de emergencias en la vida real:

- Vuelo de helicópteros en condiciones de baja visibilidad.
- Evacuación de ciudadanos ante desastres.
- Operaciones de brigadas de bomberos en incendios forestales.

En las tres situaciones se demostró que el sistema EGNOS mejoraba las diferentes operaciones al mejorar la precisión, disponibilidad y fiabilidad de los posicionamientos.

4.8.1.3. Proyecto Helicity

El objetivo principal de HeliCity fue desarrollar y demostrar un sistema de pre-operativos de apoyo a servicios mejorados de posicionamiento destinados a operaciones realizadas con helicópteros en escenarios bajo condiciones adversas. El sistema HeliCity se basa en el acoplamiento de un receptor EGNOS de alta calidad y una unidad de cabina de vuelo que permite la visualización de la posición del helicóptero con el piloto. Este sistema fue evaluado en una secuencia de ensayos en vuelo que se produjeron en la zona de Lisboa en el verano de 2006. Durante estos ensayos de vuelo, tanto en el rendimiento y las mejoras HMI fueron evaluadas [Helicity 2005].

Los ensayos de vuelo se llevaron a cabo con el objetivo principal de evaluar el comportamiento de EGNOS en el contexto de la aviación civil, expresada en los términos de parámetros específicos Required Navigation Performance de la OACI. La evaluación analítica se realizó mediante la comparación de las posiciones de helicópteros obtenidas por los datos registrados por el sistema de a bordo con los datos de las posiciones resultantes con el uso del método CP-DGPS. Otro objetivo importante de estos ensayos de vuelo, fue verificar técnicamente el sistema, demostrando su fiabilidad y facilidad de uso en situaciones reales de vuelo. Para lograr este objetivo, se optó por una misión simulada con un helicóptero del servicio de emergencia médica para permitir que demostrará la utilidad del sistema HeliCity en las misiones donde los vuelos se puede producir con mal tiempo y bajo malas condiciones de visibilidad, siempre con los más altos estándares de seguridad.

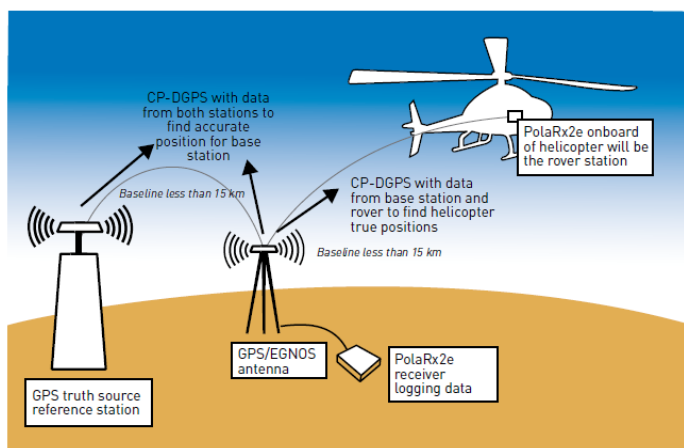


Fig 83. Esquema de posicionamiento para HeliCity [fuente ESA].

4.8.1.4. Proyecto Giant 2

GIANT 2 es una continuación de los proyectos GIANT con el objetivo de demostrar los beneficios operacionales de la introducción de EGNOS en Europa. El concepto general del proyecto es introducir las operaciones activas de EGNOS a los usuarios finales interesados en el mercado, con el objetivo final de la utilización de la aviónica integrada a bordo de aviones y helicópteros y realizar demostraciones de vuelo pre-operacionales [Giant2 2009].

El proyecto GIANT-2 constituyó un gran paso hacia adelante mediante la promoción y la aceleración de las aplicaciones para aviación de EGNOS en el resto de los mercados clave interesados en el uso de EGNOS.

4.8.1.5. Proyecto Accepta

El concepto general de este proyecto es la aceleración de la adopción EGNOS en el sector de la aviación, con la adopción en la vida real de EGNOS a gran escala habilitado para aproximaciones LPV en todos los aeropuertos europeos, donde la señal SBAS está disponible y certificada [Accepta 2007].

Los objetivos de ACCEPTA están más allá de una sola aeronave de demostraciones temporales, tal como las realizadas en otros proyectos, ya que favorece la adopción permanente de EGNOS. El proyecto ACCEPTA presenta las aplicaciones operacionales de la aviación EGNOS en los nichos de mercado clave interesados en el uso de EGNOS como es el aeronautico.

4.8.1.6. Proyecto HEDGE

Helicopters Deploy GNSS in Europe (HEDGE) es un proyecto para desarrollar y demostrar nuevos procedimientos de aproximación de helicópteros, así como otras aplicaciones EGNOS para la aviación en general [HEDGE 2009].

El proyecto se basa en la experiencia y los conocimientos adquiridos a través del proyecto GIANT (adopción de los GNSS en el sector de la aviación, del FP6). El objetivo fundamental es desarrollar los procedimientos SBAS en los helicópteros, incluyendo la aviónica necesaria y demostrarlo exitosamente a la comunidad de usuarios, sus beneficios, que incluyen:

- Menor dependencia de los radares meteorológicos.
- Alta precisión de navegación.
- Proporcionar cruzadas independientes de verificación en contra de altímetros existentes.
- Permitir un tramo “recto” en el procedimiento de aproximación final hasta la aproximación frustrada.
- Carga de trabajo mucho más baja de la tripulación.

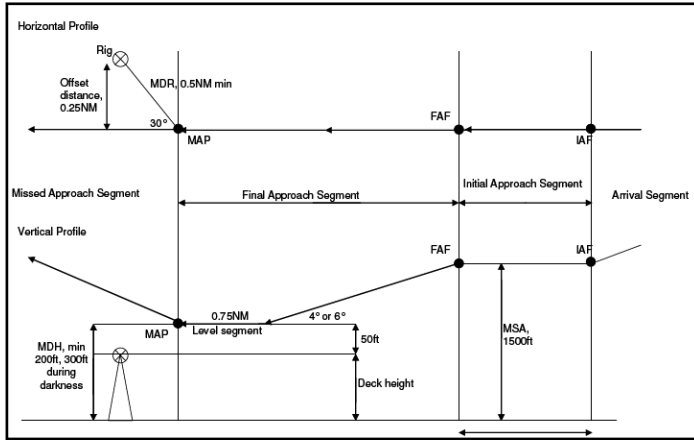


Fig 84. Ejemplo de un perfil de aproximación SOAP.[fuente ESA.]

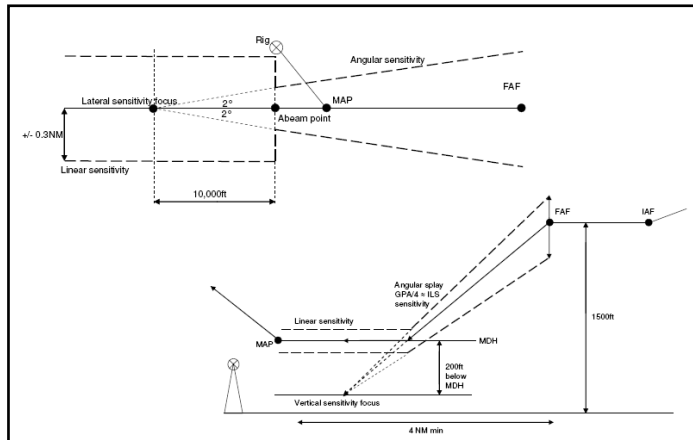


Fig 85. Ejemplo de orientación EGNOS SOAP.[fuente ESA.]

Se desarrollaron los procedimientos Point In Space (PINS) con helicópteros para rescate en montaña y Helicopter Emergency Medical Services (HEMS).

Aproximaciones en rescates de montaña

Las operaciones de rescate en aire con helicópteros sólo se pueden realizar durante el día y con buena visibilidad, a menos que haya un helipuerto que ofrezca instrumentos de aterrizaje. EGNOS permite volar dentro de una gama más amplia de condiciones de luz y visibilidad. Es por esta razón que los operadores de rescate en montañas están muy interesados en este nuevo sistema, esperando una mayor flexibilidad operacional y un aumento de la seguridad. En HEDGE, los socios certificarán el helicóptero

"Eurocopter 135" de Helicópteros TAF para EGNOS y la conducta de demostraciones de algunas aproximaciones LPV en el helipuerto de Viella con la certificación del equipo.

Aproximación de perforación petrolífera SOAP

SOAP es un nuevo procedimiento basado en navegación EGNOS que está diseñado para el uso en operaciones a una cierta distancia de la costa. Esta información será demostrada en una plataforma petrolífera del Mar del Norte. En general, esta tarea tiene como objetivo demostrar a la industria petrolera los beneficios del nuevo procedimiento SOAP para helipuertos en alta mar. Las demostraciones también mostrarán los beneficios de usar EGNOS para vuelos con guía y lo que esto significa para estas operaciones.

Aproximación de Helicopter Emergency Services (HEMS)

En misiones HEMS, los helicópteros a veces tienen que volar bajo malas condiciones meteorológicas y en cualquier momento del día. Los transportistas aéreos de rescate están muy interesados en el uso de nuevos sistemas de ayuda, tales como EGNOS, para proporcionar instrumentos de orientación durante estas operaciones y hacerlas más seguras. El uso de EGNOS ampliará la gama de condiciones meteorológicas en las que los helicópteros podrán volar y aumentará la seguridad. El equipo HEDGE tiene por objeto certificar el helicóptero Agusta 109 de Rega (un operador de helicópteros suizos) y realizar aproximaciones LPV con la certificación del equipo. El helicóptero en estos momentos ya contiene un receptor EGNOS certificado, por lo que no es necesario actualizaciones de aviónica.

4.8.1.7. Proyecto MIELEC

El Proyecto Mielec apoya la introducción de las operaciones EGNOS con sede en la región de Europa del Este. Los socios principales son Polish Air Navigation Service provider (PANS), Pildo Labs, Royal Star-Aero, la Checa ANS, Helios y ADV systems.

Los objetivos principales del proyecto son:

- Llevar a cabo procedimiento de aproximación LPV SBAS en Mielec y aeropuertos de Katowice.
- Poner en práctica la capacidad de EGNOS y certificar un avión de la General Aviation, (Piper-34 Seneca) operado por Royal Aero-Star.
- Realizar vuelos de demostración de los procedimientos.
- Casos de seguridad y de negocios.
- Evaluación de procedimientos APV SBAS y beneficios potenciales para los aeropuertos Checos.

4.9. Desarrollo comercial de EGNOS

La Unión Europea, como propietario del sistema EGNOS, y ESSP, su creador, renuncian expresamente a cualquier garantía de cualquier tipo (ya sea expresa o implícita), incluyendo pero no limitado a las garantías respecto a la disponibilidad, continuidad, precisión, fiabilidad, aptitud para un propósito particular o cumplimiento de los requisitos de los usuarios. Ningún consejo o información, ya sea oral o escrita, obtenida por un usuario de la Unión Europea o ESSP SAS creará ninguna garantía.

Al utilizar el sistema EGNOS, el usuario acepta que ni la Unión Europea ni ESSP se hace responsable, ni se hará responsable, de cualquier directo, indirecto, incidentales, especiales o consecuentes daños, incluyendo pero no limitado a daños por interrupción de negocios, pérdida de beneficios, fondo de comercio u otras pérdidas intangibles, derivados de la utilización de, mal uso, o la imposibilidad de utilizar el sistema EGNOS.

Asistencia comercial a través de la mesa de ayuda de EGNOS

Con el fin de apoyar a las empresas que quieran hacer uso de EGNOS, el EGNOS Help Desk ofrecerá asesoramiento sobre los aspectos comerciales de EGNOS.

Aena (Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea) fue el primer proveedor de Navegación Aérea europeo interesado en participar en el programa EGNOS, lo que facilitó la posterior aportación de otros proveedores.

Habida cuenta de la importancia estratégica de los futuros sistemas de navegación por satélite, el Consejo de Administración de Aena aprobó el 19 de octubre de 1998 el acuerdo bilateral Aena/ESA (Agencia Espacial Europea) que define la participación de Aena en el proyecto EGNOS.

Aena firmó asimismo el 28 de enero de 1999 un Convenio de Colaboración con el CDTI (Centro para el Desarrollo Tecnológico e Industrial) y otro Convenio de Colaboración con la industria española participante en el programa EGNOS (GMV, Indra Espacio y Sener).

Según el Acuerdo Bilateral Aena/ESA, los siguientes elementos del sistema EGNOS serían instalados en España y están operados actualmente por Aena:

- Una de las 4 Estaciones Maestras de Control, el Centro de Control de Torrejón. Las otras 3 están instaladas en Langen (Alemania), Swanwick (Reino Unido) y Ciampino (Italia).
- 4 de las 34 Estaciones Monitoras de Integridad y Distancia, en los aeropuertos de Santiago, Palma de Mallorca, Málaga y Gran Canaria.

- Una de las 6 Estaciones de acceso a los satélites geoestacionarios, en concreto una de las 2 estaciones de acceso al satélite ARTEMIS de la ESA, el Centro de Control de Torrejón.
- La plataforma para cualificación y certificación del sistema, llamada ASQF, que estará instalada en el Centro de Control de Torrejón.
- Posteriormente al Acuerdo Bilateral Aena/ESA se ha decidido la instalación de una quinta Estación Monitora de Integridad y Distancia (RIMS) cerca del aeropuerto de La Palma, con el fin de mejorar la cobertura de EGNOS en las islas Canarias.

Empresas colaboradoras con el sistema EGNOS

GMV

La navegación por satélite se ha convertido en una tecnología base para la sociedad del siglo XXI y se considera ya la quinta “utilidad” junto con el agua, la electricidad, el gas y el teléfono. Su papel en nuestra vida diaria se hará cada vez más relevante.

GMV está orgullosa de ser parte del desarrollo de la navegación por satélite en Europa desde hace más de veinte años, habiéndonos convertido en uno de los principales actores en la implantación de estrategia europea en el campo de la navegación por satélite. El conocimiento de GMV en esta área y la experiencia de su equipo humano nos ha llevado a ocupar una posición clave tanto en el desarrollo de los sistemas de navegación europeos, EGNOS y Galileo, donde GMV desarrolla subsistemas críticos (IPF - Integrity Processing Facility, OSPF - Orbit Synchronisation Processing Facility, FDF - Flight Dynamics Facility, SPF - Service Product Facility, MDDN MNE - Mission Data Dissemination Network Element), como en el desarrollo de diversas aplicaciones de localización basadas en los diferentes sistemas GNSS, donde hemos sido pioneros en la utilización de señales GPS, Glonass y EGNOS.

Las actividades de GMV en este campo abarcan un amplio espectro de servicios y productos, incluyendo actividades de ingeniería, desarrollo de algoritmos propios de navegación, desarrollo e integración de elementos críticos para la propia infraestructura GNSS, desarrollo de herramientas de evaluación de prestaciones para el diseño de aplicaciones de navegación y desarrollo aplicaciones GNSS para diferentes sectores como transporte aéreo, transporte terrestre, navegación marítima, agricultura, defensa, seguridad, etc.

INDRA

Indra basándose en los distintos sistemas de posicionamiento por satélite, como el americano GPS, el ruso GLONASS y los más recientes europeos EGNOS y GALILEO, ofrece:

- Estaciones de Referencia.
- Consultoría y asistencia técnica en sistemas de navegación.
- Ingeniería de sistemas de navegación.
- Centros de Control y proceso.
- Desarrollo de proyectos llave en mano.
- Aplicaciones de Navegación: navegación asistida, sistemas diferenciales.

La Agencia Espacial Europea, la Comisión Europea, AENA, Eurocontrol y las principales industrias del sector como THALES, y EADS Astrium, son clientes de Indra en esta área.

Indra ha desarrollado varios productos que forman parte de la mayoría de sistemas y aplicaciones de navegación articulados en las siguientes áreas:

Estaciones de referencia:

- EGNOS RIMS
- GESS(Galileo Experimental Sensor Station)
http://www.giove.esa.int/images/userpage/DataSheet_ESA.pdf
- GSS Core Computer

Centros de monitorización y archivo:

- EGNOS CCF
- DSF

Sistemas y estaciones de salvamento y rescate (“Search And Rescue”):

- GISAR (Galileo Interfaces Implementation for Search And Rescue)
- MEOLUT

SENER

Proveedor de equipamientos para vuelos espaciales.

SENER participa en la mayoría de los programas espaciales de la AEE en calidad de reconocido proveedor de mecatrónica y sistemas mecánicos complejos. En el catálogo de SENNER encontramos un conjunto de componentes como actuadores rotatorios o lineales de

elevada precisión, una familia de reguladores de despliegue y velocidad y un amplio abanico de sistemas de fijación.

Además, SENER es uno de los principales proveedores de sistemas electromecánicos completos para distintas aplicaciones espaciales, como los mecanismos de despliegue de antenas, mástiles, y mecanismos de apunte y barrido. Algunos ejemplos de programas son CLUSTER, HELIOS, ENVISAT, MSG, METOP...

SENER también desarrolla, fabrica y ensaya la mecatrónica para aplicaciones específicas como persianas, sistemas de focalización, ruedas de filtros o sistemas de micro-posicionamiento de alta precisión para distintas misiones como HUBBLE TELESCOPE, METEOSAT SCOND GENERATION, GAIA.

Su experiencia en el área de las estructuras convierte a SENER en proveedor de complejos sistemas estructurales para programas clave como METEOSAT SECOND GENERATION, ROSETTA, GAIA, COLUMBUS o EXOMARS

SENER diseña y produce sistemas de control electrónicos, incluido el software de control, para todo tipo de mecatrónica, y unidades de liberación pirotécnica para los mecanismos de separación que están en funcionamiento en muchos instrumentos y sistemas espaciales como ENVISAT-MIPAS o HISPASAT.

CAPÍTULO 5.

SISTEMA DE ESTACIONES DE REFERENCIA VIRTUALES (VRS)

Para el sistema de posicionamiento que se propone en ésta investigación se hace uso de la solución por VRS a partir de Estaciones de Referencia en tierra, por lo que se describe en este capítulo el sistema VRS de Trimble, así como su proceso y protocolos para enviar las correcciones, con sus rendimientos esperados.

5.1. FUNDAMENTOS DE SISTEMA VRS

Cualquier posicionamiento diferencial se apoya en la utilización de dos equipos GNSS simultáneamente en dos posiciones diferentes, siendo una de ellas conocida. A este receptor se le llama estación de referencia y puede ser un único receptor o una red de estaciones que modelan las correcciones a transmitir al otro receptor llamado móvil o rover. Con este método se consigue cifrar y cuantificar algunos errores propios del sistema GNSS que afectan al modo absoluto, y se pueden corregir en tiempo real.

El concepto general de las soluciones de RTK *Real Time Kinematic* se basa en la colocación de uno o varios receptores GNSS en una posición geográfica cuyas coordenadas son conocidas y a partir de la medida de observables, se determinan las ambigüedades iniciales de observación de la estación permanente y móvil y se determinan y modelan los errores recibidos en la recepción de la señal, generado el modelo de correcciones; se

transmite esta información al receptor móvil, para que corrija sus observables de acuerdo a esta información [Duquenne et al. 2005] . En la tabla siguiente podemos ver una clasificación de los diferentes tipos de RTK.

GNSS Diferencial FASE Corrección desde tierra Precisión centimétrica	<u>RTK Convencional</u> Comunicación radio Necesidad de dos receptores	Una o varias estaciones Alcance limitado 5/10 km	
	LADGNSS. <u>RTK Protocolo NTRIP</u> Comunicación internet GPRS-3G Estación permanente del sistema Sólo se necesita un receptor el rover, ya que el fijo está en la red	Una estación o estación próxima. Corrección individual. Distancia máxima recomendable 30km	
		Modelos correcciones Red. Distancia máxima recomendada 70 km	VRS. Estación de referencia
			FKP
MAX			
		i-MAX	

Tabla 23. Clasificación de Metodologías RTK [fuente. Berne e al.2014].

En nuestro caso el nombre genérico de este tipo de posicionamiento es LADGNSS ó RTKnet, pero la metodología de generar una estación de referencia virtual, desarrollada por Wanninger en 1997, ahora es propiedad de la empresa Trimble y comercialmente le ha llamado VRS.

Los principios básicos de la solución VRS son [Vollath et al., 2002]:

- Los datos de observación de las estaciones de referencia se transmiten a un centro de cálculo.
- Esta información, junto con las coordenadas precisas de las estaciones de referencia, se utiliza para calcular modelos de troposfera, ionosfera y errores orbitales.
- Se fijan las ambigüedades de las líneas base que forman las estaciones de referencia de la red. Así se consigue una exactitud centimétrica en la estimación de las líneas base de la red.
- A partir de modelos (lineales o no lineales) se predicen los errores atmosféricos y orbitales en la posición del usuario.

- Se crea una estación de referencia virtual muy próxima al usuario.
- Se transmiten las correcciones VRS al usuario en un formato estándar (RTCM).

La estación máster genera sus propias observaciones y recibe las observaciones del resto de estaciones de referencia en tiempo real. El filtro de Kalman, operando en la estación máster, genera correcciones para los retardos troposférico e ionosférico en cada época, para cada estación de referencia y cada satélite. Estas correcciones se utilizan para predecir las correcciones en el emplazamiento del receptor móvil.

Una vez que el receptor móvil ha transmitido al centro de control su posición aproximada, éste calcula las correcciones para esta posición aproximada del usuario. Además, utilizando las observaciones de la estación máster y las correcciones calculadas, se “reconstruye” la que sería la observación de la estación de referencia virtual.

Transmite las observaciones virtuales corregidas el usuario. El receptor móvil, con las dobles diferencias calcula su posición respecto a la estación de referencia virtual. No son necesarias otras implementaciones para corrección o interpolación de los errores de observación debido a que la longitud de la línea base es muy pequeña. Varios algoritmos de interpolación se pueden utilizar, aunque el rendimiento de la mayoría de estos métodos es similar [Dai et al. 2.001].

La necesidad de comunicación bidireccional entre el usuario y el centro de control podría eliminarse si la estación máster transmitiera observaciones virtuales corregidas a una cuadrícula de puntos predeterminados dentro de la red. De esta manera el usuario puede determinar su posición con respecto al punto de la cuadrícula virtual más próximo.

El flujo de datos en el sistema VRS es el siguiente [Amor,2005]:

-El servidor central recibe los datos de todas las estaciones de referencia para crear un modelizado de la zona eliminando errores sistemáticos (inosféricos, troposféricos...) y un análisis multipath en tiempo real de cada una de las estaciones de referencia.

-El receptor “rover” envía su posición aproximada al centro de control mediante un mensaje GGA el cual está disponible en la mayoría de los receptores del mercado. Esta operación se realiza utilizando un tipo de comunicación bidireccional como GSM/GPRS.

-El centro de control acepta la posición y responde enviando correcciones RTCM al receptor “rover”. Tan pronto como se recibe, el “rover” calcula una posición RTK de calidad que servirá para actualizar su posición y enviarla de nuevo al

centro de control. Esta posición tiene una precisión de 1 m lo que asegura que las distorsiones sean prácticamente iguales.

Esta técnica de creación de datos de estaciones de referencia, invisibles, “virtuales” es lo que da el nombre al concepto de “estaciones de referencia virtual (VRS)”. Utilizando esta técnica es posible alcanzar un rendimiento centimétrico en mediciones RTK dentro de la red. La precisión horizontal es de 1 a 2 cm. cuando las distancias entre las estaciones de referencia son de 50 a 70 km. Esta distancia depende de las propias características de la zona, por ejemplo en zonas con alta actividad ionosférica necesitaría una mayor densidad de estaciones en la red [Wanninger 1997].

Para ésta investigación se ha optado por la solución de la estación más cercana ya que estudios recientes han demostrado que la solución de red CORS se ve afectada por la diferencia de altitud de sus estaciones, en particular para posicionamientos en tiempo real en cinemático, como es este caso [Petovello, et al. 2013].

5.1.1. Evaluación del rendimiento del sistema VRS

No existe un criterio estándar regulado para la evaluación del rendimiento de un sistema RTK [Wang i al,2010] ,pero algunos fabricantes proveen las especificaciones de rendimiento del rover en su descripción de los productos de RTK. Las especificaciones típicas facilitadas incluyen el nivel de ruido del receptor, el tiempo de inicialización y la fiabilidad, la precisión RMS horizontal, vertical y parte por millón (ppm) de los valores de los errores en las operaciones relacionadas con la distancia de una sola línea de base RTK.

Algunos receptores modernos también especifican la precisión RTK contra la latencia y frecuencias de muestreo de soluciones. Se pueden sugerir los siguientes parámetros adicionales para la evaluación del rendimiento [Feng et al. 2008]:

- **Disponibilidad**

Se define como el porcentaje de tiempo durante el cual las soluciones RTK están disponibles en una cierta precisión usando las medidas de fase fija ambigüedad y/o ambigüedad de flotación. Por ejemplo, 2xRMS valores de precisión de la posición dadas en las especificaciones de rendimiento de cada sistema RTK implica su disponibilidad RTK del 95%. Así la disponibilidad RTK puede medirse con facilidad después del trabajo.

- **Resolución de Ambigüedad (AR)**

Se define como la probabilidad de que no se detecten en el proceso de resolución de la ambigüedad. Como resultado, el sistema RTK más probable es el que genera soluciones incorrectas con errores fuera de varios centímetros. El indicador de fiabilidad para la inicialización dado en el sistema comercial de RTK, como más del 99,9%, implica el riesgo de AR de menos de 0,1%.

- **Integridad**

Se relaciona con el nivel de fiabilidad que se puede tener en la información proporcionada por el sistema RTK. Conceptos de integridad son ampliamente utilizados en la navegación aérea. Incluye la capacidad de un sistema de navegación para avisar a tiempo y válida para los usuarios cuando el sistema no debe ser utilizado para la operación prevista. Mientras que el posicionamiento RTK se utiliza actualmente para las aplicaciones no críticas de seguridad, sigue siendo deseable que el sistema RTK pueda proporcionar indicadores de rendimiento y que se puede informar a los usuarios cuando los errores reales de posición de las soluciones RTK han superado Horizontal / Vertical Niveles de Protección (HPL / VPL).

Los rendimientos obtenidos en la evaluación de redes comerciales para posicionamiento RTK con sistemas VRS son [Wang et al,2010]:

- **Tasa de éxito de inicialización**

Prácticamente el 100%, pero al aumentar la distancia a las estaciones de referencia, pasando de 70 a 170 Km, se reduce hasta un 85% lo que supone un porcentaje menor que el obtenido por el sistema MAX, aunque este último necesita mucho más tiempo de inicialización. Este dato es fundamental para poder definir el ámbito de aplicación de nuestra investigación.

- **Precisión**

En general el sistema VRS logra una mayor precisión que el sistema MAX cuando tenemos la red de estaciones con lados de 70Km, cifrada en 4 cm en horizontal y 10 cm en vertical con una fiabilidad del 95%. Sin embargo este resultado se invierte para lados de red de 170 Km degradándose la precisión de VRS hasta 1m.

- **Disponibilidad**

En general, al menos el 90% de las soluciones horizontales y el 75% de las soluciones verticales están dentro de 6 cm para cualquier tipo de solución cuando el triángulo de redes es de 70Km. Degradándose la disponibilidad hasta el 80% en horizontal y 46% en vertical para lados de 170Km. La solución VRS obtiene disponibilidades mejores para distancias de red estándares de hasta 98% en horizontal y 82% en vertical.

- **Resolución de ambigüedades (AR)**

Debido a la falta de información en el receptor de la pérdida de (AR), considera como estimador del riesgo de resolución (AR) al multiplicar por cinco la precisión estándar de usuarios con mayores necesidades de precisión (2 ó 3 cm).

Esto se traduce en considerar las posiciones con un error mayor de 10cm en horizontal y vertical, fruto de resultados con pérdidas de solución o con solución flotante. Así se ha obtenido que las soluciones VRS obtienen mejores resultados de AR, por debajo del 1%, que las soluciones i-MAX y MAX con 7.9% y 6.1% respectivamente. Los resultados anteriores son para redes de 70 Km, ya que para redes grandes se dispara el riesgo de resolución (AR) hasta 25%.

-Integridad

El indicador proporcionado por Leica de calidad de coordenadas (CQ) podemos considerarlo como un posible indicador de integridad para los usuarios. Los ensayos obtenidos indican que este indicador es demasiado optimista, tanto para redes estándar como para redes grandes. Los resultados indican que en promedio los porcentajes de los errores de posición horizontal, vertical y 3D que están dentro de la CQ son el 35,2%, 38,9% y 31,6% respectivamente, que son mucho menos que el 68% esperado. Por otro lado, se advierte también que en promedio hay más de 6,9% de los errores de posición en 3D que quedan fuera del rango de 5 CQ.

Sin duda, el indicador de CQ como se indica en el actual sistema posee un cierto riesgo si se va a utilizar únicamente como un indicador de rendimiento RTK de integridad, en especial para el posicionamiento de referencia de larga distancia.

En resumen, la precisión de posicionamiento RTK y la disponibilidad por método VRS se desempeñan mejor que i-Max o MAX cuando se trabaja con la red de triángulos estándar. A medida que la distancia entre estaciones se incrementa a 170 kilómetros, la incertidumbre de los sistemas RTK y VRS puede llegar hasta 1m en horizontal/vertical y hasta 2,5 metros en 3D, mientras que los errores de posición MAX se mantienen dentro del rango de 40 cm sobre la red de triángulos grandes.

Luego para ésta investigación nos hemos limitado a soluciones con estaciones permanentes no más distantes de 70 Km en el caso de disponer de soluciones de red VRS, ya que ha quedado comprobado que la solución obtenida se degrada considerablemente para distancias mayores. En el caso de solamente disponer solución de una estación permanente simple se debe de limitar la longitud a 30 km.

5.2. TRANSMISIÓN DE CORRECCIONES VÍA INTERNET

(NTRIP)

El sistema NTRIP fue desarrollado por la Agencia Alemana de Cartografía y Geodesia BKG, para el envío de correcciones DGPS o RTK vía Internet, como proyecto de la EUREF. La distribución de los datos de NTRIP está basada en el Software de Licencia Pública y General que se creó originalmente para los dispositivos que manejaban MP3 y que se adaptó perfectamente para los formatos del RTCM.

El centro de control es quién se encarga de la transmisión de datos para todos los usuarios. Los mensajes NTRIP se envían con el protocolo 1.1 HTTP (Hypertext Transfer Protocol), que es el empleado del tráfico en WWW (World Wide Web). Cualquier receptor GNSS que tenga conexión a Internet/WWW, puede por tanto configurarse para recibir por ejemplo datos RTCM NTRIP.

El NTRIP es un protocolo abierto sin propiedad. Las características principales de las técnicas de intercambio NTRIP son las siguientes [RTCM org] [Weber et al.2005]:

- Está basado en el estándar de transmisión en continuo HTTP; es relativamente fácil de poner en práctica cuando un número limite de cliente y recursos de plataforma servidor están disponibles.

- Su uso no se limita a un flujo de contenido particular simple o cifrado; tiene la capacidad de distribuir cualquier clase de datos GNSS.

- Tiene el potencial para soportar un uso masivo; puede diseminar cientos de flujos simultáneamente para hasta mil usuarios utilizando software de difusión Radio o Internet.

- En cuanto a la seguridad, los proveedores de corriente y los usuarios no tienen que estar necesariamente en contacto directo, y las corrientes por lo general no son bloqueadas por cortafuegos o servidores proxy que protegen la red local (LAN).

- Se pueden conectar cientos de dispositivos al centro de control, empleando todos ellos un protocolo común TCP/IP, con el mismo punto de acceso al sistema.

El Protocolo de Transferencia de Hipertexto (Hypertext Transfer Protocol HTTP) está diseñado como un protocolo de nivel de aplicación para sistemas de información de hipermedios de comunicación distribuidos colaborativos, pero también puede ser usado para la transmisión lineal de medios de comunicación. El HTTP se usa principalmente

para el tráfico de bulo, donde cada objeto tiene un inicio y un final claramente definidos. Aunque es extensamente usado para las aplicaciones de transmisión IP, que incluyen las aplicaciones RTCM, no está diseñado para tales empleos. La unidad básica de comunicación HTTP, consistiendo en una secuencia estructurada de octetos que aseguran la correspondencia de la sintaxis, está definida en el protocolo y transmitida vía una conexión TCP/IP. El cliente y el servidor deben entender los mensajes de petición HTTP, y deben contestar con mensajes de respuesta HTTP adecuados.

El NTRIP, que usa el HTTP, se aplica con tres programas o segmentos [Weber et al.2005]:

NtripClient, NtripServer y NtripCaster, donde el NtripCaster es el verdadero servidor HTTP. NtripClient y NtripServer actúan como programas de cliente HTTP. En su formato de mensaje y su código de estado, la comunicación NtripClient-NtripCaster está basada en comunicaciones HTTP 1.1, donde el Ntrip sólo usa conexiones no persistentes. La comunicación NtripServer-NtripCaster se desvía deliberadamente del HTTP por un nuevo formato de mensaje llamado "FUENTE" y un nuevo código de estado llamado "ERROR - Contraseña Mala". Una pérdida de la conexión TCP entre componentes de sistema en comunicación (NtripClient-NtripCaster, NtripServer-NtripCaster) será automáticamente reconocida por los TCP-sockets. Se puede usar este efecto para activar la actividad del software como una nueva conexión automatizada.

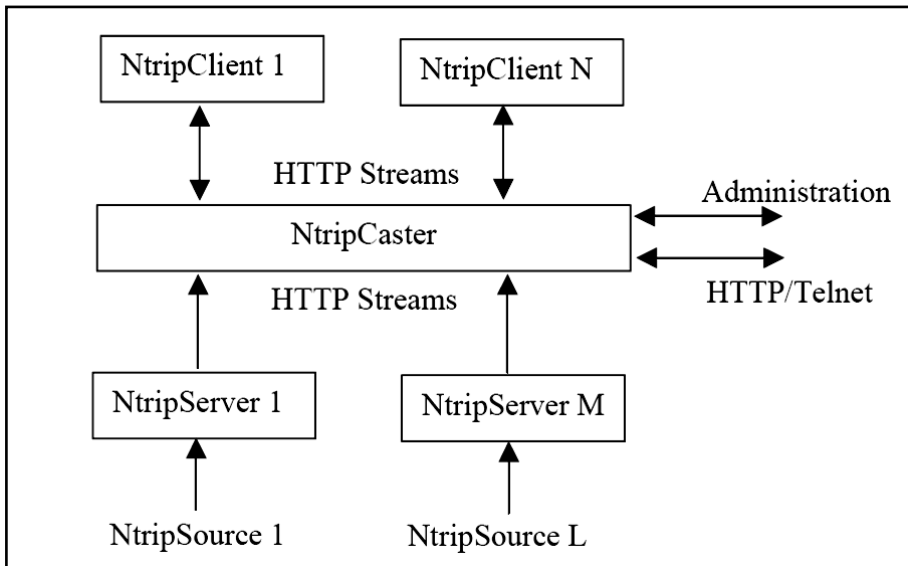


Fig 86. Esquema de componentes y comunicación de NTRIP.[fuente RTCM org.]

5.2.1. El Ntrip Server

El NtripServer lo constituye en forma típica el receptor GPS y un computador conectado a Internet, proporcionando todas las observaciones del receptor GPS BASE, generando las correcciones en formato RTCM, que se va a describir, y mediante el protocolo NTRIP los envía al NTRIPCASTER para su distribución. Podemos enviar las correcciones en el formato RTCM 2.3 pero, sin embargo, se ha creado el formato RTCM versión 3.0 con mensajes mucho más livianos, ya que el RTCM 2.3 fue diseñado para enviar datos vía UHF, y los mismos están dotados de Bits especiales extra para la corrección en el aire de los errores, es decir, reponer los bits, con ciertas limitaciones, que se hubiesen perdido durante la transmisión vía UHF.

Como Internet fue diseñado bajo el estándar OSI 25 con sus correspondientes capas y entre ellas la de transporte, esta misma es la encargada de la función de corregir o reenviar paquetes dañados, sin necesidad de insertar los extra bits, correctores de errores en los mensajes, razón por la cual el formato RTCM 3.0 se impone en Internet.

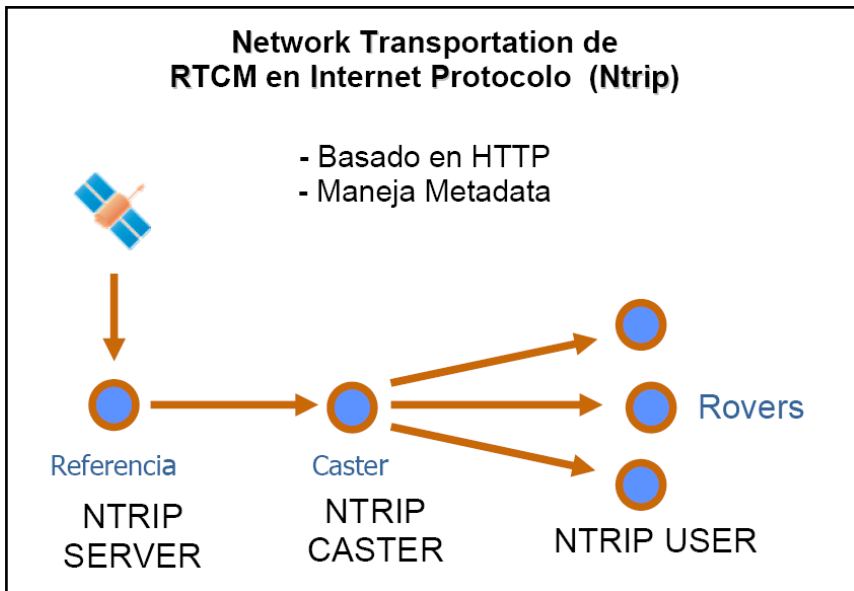


Fig 87. Esquema de Transmisión de RTCM por Ntrip.

Otra consideración para el uso de la versión 3.0 de RTCM es que, siendo los mensajes más cortos, vamos en consecuencia a recibir menos información y pagaremos menos por el servicio.

5.2.2. El Ntrip Caster

El NTRIPCASTER constituye el nodo distribuidor de las señales y, por lo general, es un programa que corre en un servidor situado a ser posible en el centro neurálgico de la Red.

El CASTER tiene una tecnología similar a la de los Radios Estaciones de Internet, donde existe un programa musical y miles de radio oyentes lo pueden sintonizar vía WEB. A este CASTER pueden ir multitud de Estaciones Bases de Referencia y cada una de estas estaciones GPS tiene un nombre identificador denominado MOUNT POINT, que es una entrada más de la TABLA de MOUNT POINTS, la que expone con detalle cada una de las Estaciones de Referencia que llegan al CASTER.

La misión del CASTER no sólo se limita a la distribución de las señales de referencia, sino que también chequea la calidad e integridad de los datos recibidos y autentifica los usuarios con su nombre y clave. También dentro de sus rutinas está la de enviar en NABU a las estaciones de referencia que estuvieron ausentes durante algún periodo de tiempo dentro de las 24 horas del día. Adicionalmente lleva una estadística de uso por estación y calidad de datos.

5.2.3. El Ntrip USER

Este es el programa que se carga en el celular para poder acceder al MOUNT POINT CASTER TABLE, y por selección en la tabla, poder recibir las correcciones que envía la Base y aplicarlas al Rover, labor ésta que se realiza mediante una conexión Bluetooth entre el celular y el receptor GPS ó en algunos casos mediante un cable conectado desde el teléfono celular al puerto serial del receptor.

El programa NTRIPUSER se carga en el celular de forma similar a como se cargaría un juego o cualquier otra aplicación. Se pueden obtener programas NtripUSER de diferentes empresas que soportan multitud de marcas y modelos de teléfonos, pero la mayoría de ellos soportan solo GSM/GPRS, lo que crea una limitante en este momento, aunque rápidamente migrarán a tecnologías EDGE o UMTS.

Los receptores GPS de calidad que soportan NTRIP ya tienen el programa dentro del mismo receptor e incluso, como el Z-MAX, ya traen el MODEM celular dentro del equipo, listo para insertar la dirección IP y conectarse al NTRIPCASTER correspondiente. También existen celulares acondicionados para NTRIP que ya tienen precargado el NTRIP USER y, con solo encenderlos, ellos proceden de forma automática a la conexión con el CASTER pre-programado.

5.2.4. Servicios NTRIP

Una aplicación profesional importante de Ntrip es el posicionamiento DGNS red o los servicios RTK. Ellos proporcionan en tiempo real correcciones para reducir los errores de posicionamiento a menos de 1 m, o incluso de 1 cm en el caso de RTK con observaciones de fase. [Weber et al.2005]

Con la llegada de concepto NTRIP para servicios profesionales , como se muestra en la figura 88, cualquier comunicación es posible entre los elementos del sistema que participa. Estaciones de referencia Autónomas a través de flujos de carga NtripServers y DSL enlaces a una NtripCaster. Un RTCM Generator recupera estas corrientes de observaciones y deriva las correcciones y éstas se transmiten de nuevo a la NtripCaster. Los NtripClients solicitan los productos RTCM al NtripCaster para alimentar de correcciones al receptor móvil.

Para tener un servicio profesional es necesario que el seguimiento sea continuo de todos los componentes del sistema. La disponibilidad de Internet, de todas las plataformas de hardware y software deben ser validados en forma regular. El seguimiento simplemente puede llevarse a cabo mediante la observación de todas las corrientes difundidas por el NtripCaster. En caso de cortes de corriente el proveedor afectado, así como los usuarios de los puede ser informado inmediatamente a través de correo electrónico o SMS. En el caso de un fallo en el generador NtripCaster o RTCM un solución de copia de seguridad puede hacerse cargo de las responsabilidades inmediatamente cuando sea necesario.

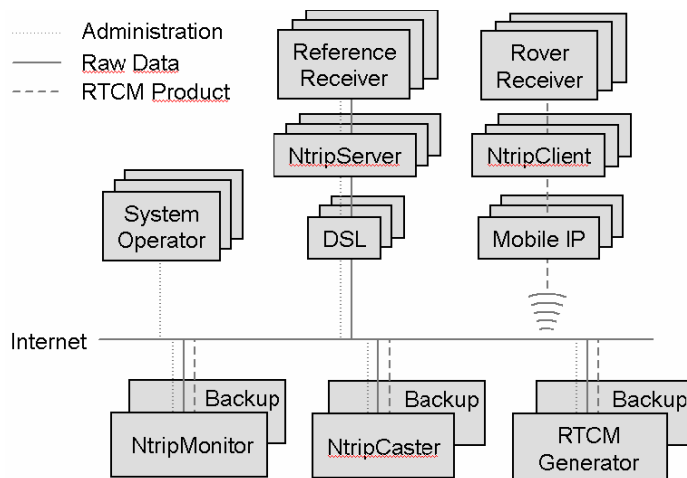


Fig 88. Esquema de servicio completo en NTRIP [fuente Weber et al. 2005].

Las posibles aplicaciones de NTRIP son el posicionamiento en tiempo real y la navegación, ya que varios usuarios se pueden comunicar con el sistema y acceder a los datos, condición indispensable para estos campos de aplicación [Weber et al.2005].

Entre las posibles aplicaciones Ntrip está la conversión de señales WAAS o EGNOS de RTCM y la difusión de los resultados a través de Internet. Estos Sistemas Espaciales de aumentación basado en satélites (SBAS) proporcionan datos en el formato de RTCA a través de la comunicación con los satélites. Sin embargo, recibir señales SBAS es a veces difícil, por la orografía del terreno, cañones, cascos urbanos. Por estos problemas, para recibir correcciones RTCA el convertirlos a RTCM y transmitido a través de Internet es una alternativa muy apropiada.

CAPÍTULO 6.

ESTUDIO Y VIABILIDAD DE LA INTEGRACIÓN DE LA TECNOLOGÍA NTRIP/GBAS EN UN SISTEMA SBAS

Una se han visto en los capítulos anteriores los diferentes sistemas GNSS, los sistemas de navegación aeronáutica, los diferentes procedimientos que se llevan a cabo y sus especificaciones, así como los sistemas EGNOS y VRS , se realizar el estudio inicial de viabilidad de la integración de un sistema NTRIP/GBAS en un sistema SBAS.

En la actualidad, y como consecuencia de la relativa novedad de la tecnología NTRIP y el sistema EGNOS, no se conocen estudios o desarrollos que se hayan ocupado de incorporar correcciones diferenciales de fase (NTRIP) en EGNOS a través de un sistema ABAS. De esta forma, es un proceso de análisis de la capacidad de soporte de este tipo de correcciones por el sistema ABAS con señal EGNOS.

Para el estudio de este punto se describirá brevemente las dos partes implicadas en el proceso de integración: el protocolo NTRIP y el mensaje EGNOS. En primer lugar se estudiarán las comunicaciones aeronáuticas, así como los distintos sistemas que llevan incorporados los helicópteros, con la idea de poder descartar una posible interferencia entre los sistemas existentes y el nuevo sistema a desarrollar NTRIP/GBAS/SBAS.

Se hará especial referencia a las normativas existentes en aeronáutica y las principales instrumentaciones de aviónica.

Se Incluye un estudio de las diferentes frecuencias a utilizar de comunicación, tanto para posicionamiento, como transmisión de correcciones, así como de instrumental de aviónica.

Se finaliza el capítulo con unas pruebas de observación, realizadas en tierra y en aire para comprobar la viabilidad del sistema de posicionamiento y su integración o implementación.

6.1. ESTADO DEL ARTE DE LAS COMUNICACIONES AERONÁUTICAS

6.1.1. El espectro electromagnético

El espectro electromagnético cubre longitudes de onda muy variadas. Existen frecuencias de 30 Hz y menores y por otro lado se conocen frecuencias cercanas a $2,9 \times 10^{27}$ Hz. La energía electromagnética en una determinada longitud de onda tiene una frecuencia f asociada y una energía E . Por tanto, el espectro electromagnético puede ser expresado igualmente en cualquiera de esos términos. Se relacionan en las siguientes ecuaciones:

$$c = f \lambda$$

Donde: c es la velocidad de la luz

Por lo tanto, las ondas electromagnéticas de alta frecuencia tienen una longitud de onda corta y mucha energía mientras que las ondas de baja frecuencia tienen grandes longitudes de onda y poca energía.

Por lo general, las radiaciones electromagnéticas se clasifican basándose en la longitud de la onda: ondas de radio, microondas, infrarrojos, luz visible, rayos x y rayos gamma. En radiocomunicaciones los rangos se abrevian con sus siglas en inglés.

Nombre	Abreviatura inglesa	Banda ITU	Frecuencias	Longitud de onda
			Inferior a 3 Hz	> 100.000 km
Extra baja frecuencia	ELF	1	3-30 Hz	100.000-10.000 km
Super baja frecuencia	SLF	2	30-300 Hz	10.000-1000 km
Ultra baja frecuencia	ULF	3	300-3000 Hz	1000-100 km
Muy baja frecuencia	VLF	4	3-30 kHz	100-10 km
Baja frecuencia	LF	5	30-300 kHz	10-1 km
Media frecuencia	MF	6	300-3000 kHz	1 km - 100 m
Alta frecuencia	HF	7	3-30 MHz	100-10 m
Muy alta frecuencia	VHF	8	30-300 MHz	10-1 m
Ultra alta frecuencia	UHF	9	300-3000 MHz	1 m - 100 mm
Super alta frecuencia	SHF	10	3-30 GHz	100-10 mm
Extra alta frecuencia	EHF	11	30-300 GHz	10-1 mm
			Por encima de los 300 GHz	< 1 mm

Tabla 24. Denominación de tipos de frecuencias .[fuente elab. propia]

-Frecuencias muy bajas: *VLF, Very Low Frequencies*. Se pueden incluir aquí las frecuencias de 3 a 30 kHz. El intervalo de VLF es usado típicamente en comunicaciones gubernamentales y militares.

-Frecuencias bajas: *LF, (Low Frequencies)* son aquellas en el intervalo de 30 a 300 kHz. Los principales servicios de comunicaciones que trabajan en este rango son la navegación aeronáutica y marina.

-Frecuencias medias: *MF, Medium Frequencies*, están en el intervalo de 300 a 3000 kHz. Las ondas más importantes en este rango son las de radiodifusión de AM (530 a 1605 kHz).

-Frecuencias altas: *HF, High Frequencies*, son aquellas contenidas en el rango de 3 a 30 MHz. A estas se les conoce también como "onda corta". En este intervalo se tiene una amplia gama de tipos de radiocomunicaciones como radiodifusión, comunicaciones gubernamentales y militares. Las comunicaciones en banda de radioaficionados y banda civil también ocurren en esta parte del espectro.

-Frecuencias muy altas: *VHF, Very High Frequencies*, van de 30 a 300 MHz. Es un rango popular usado para muchos servicios como la radio móvil, comunicaciones marinas y aeronáuticas, transmisión de radio en FM (88 a 108 MHz) y los canales de televisión. También hay varias bandas de radioaficionados en este rango.

-Frecuencias ultra altas: *UHF, Ultra High Frequencies*, abarcan de 300 a 3000 MHz. Incluye los canales de televisión de UHF y se usan también en servicios móviles de comunicación en tierra, en servicios de telefonía celular y en comunicaciones militares.

-Frecuencias super altas: *SHF, Super High Frequencies*, son aquellas entre 3 y 30 GHz y son ampliamente utilizadas para comunicaciones vía satélite y radioenlaces terrestres. Además, pretenden utilizarse en comunicaciones de alta tasa de transmisión de datos a muy corto alcance mediante UWB. También son utilizadas con fines militares, por ejemplo en radares basados en UWB.

A la hora de clasificar las radioayudas terrestres en función de su modo de propagación se debe definir el espectro electromagnético y sus bandas de frecuencia. En la siguiente figura tenemos resumido el espectro electromagnético y sus principales aplicaciones.

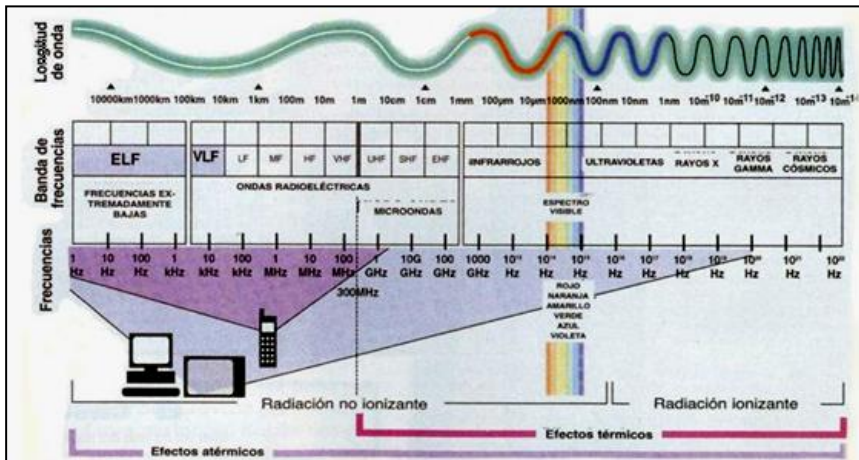


Fig 89. Espectro de ondas electromagnéticas.[fuente ITU]

6.1.2. Banda de frecuencia Aeronáutica

La banda VHF (Muy alta frecuencia) es la de mayor importancia por la gran utilización que tiene su espectro. Esta banda se utiliza para radios comerciales de Frecuencia Modulada, para el LOC (localizador) de los sistemas de aterrizajes por instrumentación (ILS), así como también para el VOR (radiofaros omnidireccionales de VHF). Las comunicaciones aeroterrestres civiles y militares también se realizan en esta banda.

En UHF (Ultra alta frecuencia) trabaja la radioayuda DME (medidor de distancia) así como la senda de planeo (GP) de los sistemas de aterrizajes por instrumentos (ILS). En esta banda se realizan las comunicaciones aeroterrestres militares.

Las comunicaciones en VHF son la base fundamental de las comunicaciones orales entre las estaciones aeronáuticas y las estaciones de aeronaves. Una de sus principales ventajas es la fiabilidad de las comunicaciones aeroterrestres, ya que no se ve afectada por la ionosfera.

También tenemos:

- LF (Baja frecuencia): en esta banda operan los radiofaros no direccionales (NDB) entre las frecuencias de 190 a 1750 kHz.

- MF (Media frecuencia): en este espectro se incluyen los NDB y las radios comerciales de Onda Media (535 a 1605 kHz).

- HF (Alta frecuencia): en dicha banda se realizan las comunicaciones de largo alcance ya sea en radiotelefonía o radiotelegrafía entre 2850 y 22000 kHz.

6.1.3 Comunicaciones móviles aeronáuticas

La OACI define el servicio móvil aeronáutico como el servicio móvil entre estaciones aeronáuticas y estaciones de aeronave o entre estaciones de aeronave, en el que también pueden participar las estaciones de dispositivo de salvamento. También se consideran incluidas en este servicio las estaciones de radiobaliza de localización de siniestros que operen en las frecuencias de socorro y seguridad designadas.

En el sistema actual el medio normal de comunicación, entre las aeronaves y los servicios ATS (Servicio de Tránsito Aéreo), corresponde a la utilización de las frecuencias de VHF, HF y UHF en la aviación militar, que constituyen las comunicaciones móviles, fundamento del servicio móvil aeronáutico.

Las comunicaciones VHF son la base de las comunicaciones orales entre las aeronaves y los servicios ATS. Aunque es un sistema bastante fiable, su alcance está limitado al óptico. Es decir, las señales VHF que parten de una fuente tienden a propagarse en línea recta en todas direcciones, pero debido a la curvatura de la Tierra llega un momento en el que las señales abandonan su superficie a partir del horizonte. Por tanto, el alcance de la radio VHF queda limitado por el horizonte, alcance que aumenta o disminuye en función de la altura a la que se encuentren las antenas del emisor y del receptor.

El servicio móvil aeronáutico utiliza para las comunicaciones aeroterrestres la radiotelefonía. Para los fines del ATS se utilizan principalmente canales correspondientes al espectro de frecuencias de VHF, los cuales se distribuyen de acuerdo con los planes de navegación aérea de las regiones OACI.

En las comunicaciones radiotelefónicas VHF se emplea la portadora de onda continua (CW) modulada en amplitud con banda estrecha. Para el uso exclusivo del Servicio Móvil Aeronáutico existe un plan de reparto de radiofrecuencias tierra/aire en VHF. Las frecuencias asignadas para uso de la aviación civil son las comprendidas entre 117,975 MHz y 137 MHz y para la aviación militar entre 137 MHz y 143 MHz, siendo la distribución y utilización la siguiente:

- de 118 a 121,4 MHz inclusive. Servicios móviles aeronáuticos nacionales e internacionales, suelen incluir las TWR (aerodrome ToWer ContRol) y los servicios de aproximación (APP)
- de 121,5MHz. Frecuencia de emergencia.
- de 121.6 a 121.9917 MHz inclusive. Reservada para movimientos en tierra (control de rodadura).
- de 122 a 123.05 MHz inclusive. Servicios móviles aeronáuticos nacionales
- de 123,1MHz. Frecuencia auxiliar del servicio aéreo de rescate (SAR)

- de 123.15 a 123.6917 MHz inclusive. Servicios móviles aeronáuticos.
- de 123.45 MHz. Comunicaciones aire-aire. Solo para vuelos sobre áreas remotas y áreas oceánicas.
- de 123,7 a 129,6917 MHz inclusive. Servicios móviles aeronáuticos nacionales e internacionales.
- de 129,7 a 130,8917 MHz inclusive. Servicios móviles aeronáuticos nacionales.
- de 130,9 a 136,975 MHz inclusive. Servicios móviles aeronáuticos nacionales e internacionales, y enlace de datos (data link)

6.1.4. Normativa

En aviación existen varias normativas vigentes, muy restrictivas, debido a que la seguridad es lo más importante y un pequeño fallo puede causar un gran daño no reparable.

En lo que se refiere a las comunicaciones en navegación Aérea las normativas a las que se ceñirá son a la normativa UIT (Unión Internacional de Telecomunicaciones) y la OACI (Organización de Aviación Civil Internacional). En lo referente a la OACI se hace referencia al Anexo 10: Comunicaciones Aeronáuticas. Se definen las bandas de frecuencia de las diversas comunicaciones aeronáuticas existentes. Estas bandas de frecuencia han sido previamente definidas en la normativa UIT, la cual regula el espectro electromagnético con el objetivo de que unos sistemas no interfieran con otros.

6.1.4.1. Normativa de UIT/ ITU

UIT (Unión Internacional de Telecomunicaciones) es la organización de las Naciones Unidas para las tecnologías de la información y la comunicación.

El Sector de Radiocomunicaciones de la UIT (UIT-R) desempeña un papel fundamental en la gestión del espectro de frecuencias radioeléctricas y de las órbitas de los satélites, recursos naturales limitados que suscitan una demanda creciente por parte de un gran número, cada vez mayor, de servicios como el servicio fijo, móvil, de radiodifusión, de radioaficionados, de investigación espacial, de telecomunicaciones de emergencia, de meteorología, de los sistemas mundiales de posicionamiento, de observación del medio ambiente y de comunicaciones que se encargan de la seguridad de la vida humana en la tierra, en el mar y en el aire.

El UIT-R se encarga de gestionar los procedimientos detallados de coordinación e inscripción de sistemas espaciales y estaciones terrenas. Su principal función es la tramitación y publicación de datos, y el examen de las notificaciones de asignación de frecuencias presentadas por las administraciones para su inclusión en el procedimiento formal de coordinación o inscripción en el Registro Internacional de Frecuencias.

El UIT-R también elabora y gestiona planes de atribuciones o asignaciones espaciales y ofrece los mecanismos necesarios para el desarrollo de nuevos servicios de satélite otorgándoles los segmentos orbitales adecuados.

Según la Normativa UIT, el hecho de que existan distintos GNSS, implica que deben poder coexistir sin interferir unos con otros, esto es así en todos los niveles:

Interfaz: las señales definidas para cada GNSS no deben interferir con las de los demás, es decir, deben estar alojadas en distintas bandas de frecuencia o dentro de una misma banda ocupando su ancho convenientemente.

Segmento espacial: las comunicaciones del segmento espacial no debe interferir con otro tipo de comunicaciones, como los satélites de comunicaciones móviles, u otras señales de radio. Además los satélites deben distribuirse en distintos planos orbitales y alturas para no interferir con los de otros sistemas.

Segmento de control: las señales que emita no deben interferir con otras comunicaciones y debe ser compatible con otros elementos como radares de radiolocalización.

Todos estos aspectos se regulan en las World Radiocommunication Conference (WRC) organizadas por la UIT, en concreto la UIT-R. Estas conferencias se celebran cada dos o tres años y su labor consiste en examinar y, en caso necesario, modificar el Reglamento de Radiocomunicaciones, que es el tratado internacional por el cual se rige la utilización del espectro de frecuencias radioeléctricas y de las órbitas de los satélites geoestacionarios y no geoestacionarios. La última se celebró en 2012 y esta prevista una en noviembre de 2015 [WRS UIT 2012].

6.1.4.2. Normativa de OACI, ANEXO 10

Tres de los elementos más complejos y esenciales de la aviación civil internacional son las telecomunicaciones aeronáuticas, la navegación y la vigilancia. Estos elementos son los que se abordan en el Anexo 10 del Convenio [OACI 2006].

El Anexo 10 se divide en cinco volúmenes. Los cinco volúmenes de este Anexo contienen normas y métodos recomendados (SARPS), procedimientos para los servicios de navegación aérea (PANS) y textos de orientación sobre sistemas de comunicaciones aeronáuticas, navegación y vigilancia.

El Volumen I del Anexo 10 es un documento técnico en el cual se definen, para las operaciones de aeronaves internacionales, los sistemas que proporcionan las radioayudas para la navegación que utilizan las aeronaves en todas las fases de vuelo. En los SARPS y textos de orientación de este volumen figuran las especificaciones de los parámetros esenciales de las radioayudas para la navegación como el sistema mundial de navegación por satélite (GNSS), el sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS), el sistema

de aterrizaje por microondas (MLS), el radiofaro omnidireccional (VOR) en muy altas frecuencias (VHF), el radiofaro no direccional (NDB) y el equipo radiotelemétrico (DME).

La información de este volumen incluye aspectos de los requisitos de potencia, frecuencia, modulación, características de la señal y vigilancia para asegurar que las aeronaves adecuadamente equipadas puedan recibir señales de navegación en todo el mundo con el grado necesario de fiabilidad.

En los Volúmenes II y III se abordan las dos categorías generales de comunicaciones orales y de datos que se utilizan en la aviación civil internacional. Se trata de las comunicaciones tierra-tierra entre puntos en tierra y de comunicaciones aire-tierra entre las aeronaves y puntos en el terreno. Las comunicaciones aire-tierra proporcionan a las aeronaves toda la información necesaria para realizar los vuelos con seguridad, utilizando tanto voz como datos. Un elemento importante de las comunicaciones tierra-tierra es la red de telecomunicaciones fijas aeronáuticas (AFTN), una red mundial organizada para satisfacer los requisitos concretos de la aviación civil internacional. Dentro de la categoría AFTN, todos los puntos terrestres importantes, es decir, los aeropuertos, los centros de control de tránsito aéreo, las oficinas meteorológicas y otras, están unidos mediante los enlaces apropiados que están diseñados para prestar servicio a las aeronaves en todas las fases de vuelo. Los mensajes que se originan en un punto de la red se encaminan regularmente a todos los puntos necesarios para garantizar la seguridad de vuelo.

En el Volumen II del Anexo 10, se presentan los procedimientos de carácter general, administrativo y operacional que corresponden a las comunicaciones aeronáuticas fijas y móviles.

En el Volumen III del Anexo 10 figuran SARPS y textos de orientación relativos a diversos sistemas de comunicaciones orales y de datos aire-tierra y tierra-tierra, comprendida la red de telecomunicaciones aeronáuticas (ATN), el servicio móvil aeronáutico por satélite (SMAS), el enlace aeroterrestre de datos del radar secundario de vigilancia (SSR) en Modo S, el enlace digital aeroterrestre en muy altas frecuencias (VHF), la red de telecomunicaciones fijas aeronáuticas (AFTN), el sistema de direccionamiento de aeronaves, el enlace de datos de alta frecuencia (HF DL), el servicio móvil aeronáutico, el sistema de llamada selectiva (SELCAL), los circuitos orales aeronáuticos y los transmisores de localización de emergencia (ELT).

El Volumen IV del Anexo 10 contiene SARPS y textos de orientación sobre el sistema de radar secundario de vigilancia (SSR) y el sistema anticolidión (ACAS), e incluye SARPS para el SSR en Modo A, Modo C y Modo S y las características técnicas.

En el Volumen V del Anexo 10 se definen SARPS y textos de orientación sobre la utilización de las frecuencias aeronáuticas. La Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT) ha establecido el marco en el cual las necesidades en materia de espectro de radiofrecuencias de los Estados se equilibran con los intereses de los usuarios de los

servicios de radiocomunicaciones que permita la utilización sin interferencias, efectiva y eficaz del espectro.

6.1.5 Radioayudas terrestres a la navegación

Las radioayudas pueden definirse como el conjunto de señales radioeléctricas, generalmente generadas en instalaciones terrestres y recibidas a bordo, permitiendo así el guiado de la aeronave en todas las fases de vuelo. En el capítulo 2 figura una descripción detallada indicando a continuación únicamente el tipo de propagación de cada tipo.

6.1.5.1. VOR: VHF Omnidirectional Radiorange

Se trata de una radioayuda a la navegación que utilizan las aeronaves para seguir en vuelo una ruta preestablecida. Generalmente se encuentra una estación VOR en cada aeropuerto. La antena VOR de la estación emite una señal de radiofrecuencia VHF en todas direcciones, que es recibida por el equipo VOR de cualquier aeronave que se encuentre dentro del rango de alcance (max. unos 240 km) y tenga sintonizada la frecuencia de dicha estación (que puede variar de 108 a 118 MHz modulada en AM) [*US Federal Radionavigation 2008*].

La radiofrecuencia emitida por un VOR contiene o está modulada por tres señales. Una es la identificación de la estación en código Morse, que permite al piloto identificar la estación. Las otras dos son ondas senoidales de 30 Hz cuyas fases varían entre sí. Se les llama señal de referencia y señal variable respectivamente. La referencia mantiene siempre su fase constante, mientras que la variable cambia su fase según la dirección en la que sea emitida. Dicha dirección se mide como un azimut, es decir, se divide en 360 grados alrededor de la antena VOR contando en sentido horario a partir del norte magnético terrestre, punto en el cual la señal de referencia y la variable tienen fase idéntica. De esta manera se puede visualizar una antena VOR como el punto desde el cual parten 360 líneas de dirección, a las que se les llama radiales.

Su indicador es el CDI: Course Deviation Indicator. Indica hacia la derecha o izquierda del radial en que se encuentre la aeronave, así como por delante o detrás de la radioayuda.

6.1.5.2. DME: Distance Measuring Equipment

Es un sistema electrónico que permite establecer la distancia entre éste y la aeronave. Proporciona una medición de la distancia. El avión interroga con una secuencia de pares de pulsos separados a 12 microsegundos. El equipo de tierra recibe esta señal y la retransmite de nuevo con un retardo de 50 microsegundos. [*US Federal Radionavigation 2008*].

El equipo del avión calcula el tiempo transcurrido desde que preguntó, le descuenta 50 ms, lo divide por dos y lo multiplica por la velocidad de la luz (300 m por microsegundo). Con este dato se calcula la distancia al equipo de tierra.

6.1.5.3. ILS: Instrument Landing System

Senda de planeo en el aterrizaje [US Federal Radionavegation 2008].

RMI: Radio Magnetic Indicator. Es un indicador a partir del NDB, VOR, DME.

HSI: Horizontal Situation Indicator. Es un RMI mejorado en el que aparecen aplicaciones del ILS.

6.1.5.4. Características y bandas de las radioayudas

Las radioayudas terrestres se pueden clasificar según el tipo de información que proporcionan:

Dirección a un punto fijo: Este tipo de ayudas simplemente indica, mediante una aguja, la dirección en la que tendría que volar el piloto para llegar a un punto de referencia dado. A este tipo pertenece el sistema ADF/NDB.

Azimutales: El azimut es el ángulo horizontal formado entre un eje de referencia, norte magnético, y el vector radioayuda-aeronave. En esta clasificación entran, entre otros, el VOR y el ILS/LOC (Localizador).

Cenitales: En este caso se proporciona el ángulo vertical entre el eje de referencia radioayuda-horizonte y el vector radioayuda-aeronave. El ILS/GP (Senda de descenso) es una radiayuda cenital.

De distancia: Este tipo de ayudas proporcionan la distancia entre radioayuda y aeronave. A esta categoría pertenece el DME.

En aviación civil el rango de frecuencias utilizado va desde 3KHz a 30GHz. En la actualidad, y para navegación continental las frecuencias más utilizadas son la HF, VHF y UHF.

En la tabla 23 se destacan las bandas de Radio Frecuencia (RF) más importantes, así como el modo de propagación de la onda electromagnética. Y en la última columna se dispone de los tipos de sensores o técnicas más importantes, en nuestra temática de estudio, que utilizan cada una de las bandas de frecuencias.

Banda de Frecuencias		Modo de Propagación	Sensores
Denominación	Margen de Frecuencias		
VHF (VeryLowFrequency)	3 - 30 KHz	Guía de Ondas formada por la superficie de la Tierra y la Ionosfera	Omega
LF (LowFrequency)	30 - 300 KHz	Onda de superficie	Loran C, Omega
MF (Medium Frequency)	300 - 3000 KHz	Onda de Superficie y Onda Ionosférica	NDB
HF (High Frequency)	3 - 30 MHz	Onda Espacial y Dispersión Ionosférica	Comunicaciones
VHF (Very High Frequency)	30 - 300 MHz	Onda Espacial y Dispersión Troposférica	Localizador y Radiobalizas del ILS, VOR, Comunicaciones
UHF (Ultra High Frequency)	300 - 3000 MHz	Onda Espacial y dispersión Troposférica	Senda del ILS, DME, GNSS, Comunicaciones
SHF (Super High Frequency)	3 - 30 GHz	Onda Espacial	MLS, Comunicaciones SAT

Tabla 25. Modos de propagación de radioayudas.[fuente ESA]

Como se observa en la tabla anterior, las comunicaciones GNSS y SATCOM se realizan en un rango de frecuencias UHF y SHF, coincidiendo con otros sensores, como pueden ser la Senda de descenso del ILS, el DME y el MLS.

El sistema MLS (Microwave Landing System) se creó para corregir los errores producidos por el ILS. Era instalado solamente experimentalmente en los años 80. Actualmente no se encuentra instalado en ningún aeropuerto Español (en el aeropuerto de Salamanca, según documentación de AENA, estuvo instalado) por lo que no emite señal que pueda ser incompatible con la señal de EGNOS.

La senda de descenso del ILS tiene polarización horizontal, siendo su frecuencia portadora $f_0=329-335$ MHz, modulada por las frecuencias 90 y 150 Hz.

El DME tiene una polarización Vertical, cuya portadora $f_0=960-1215$ MHz. Entre la frecuencia de interrogación y la frecuencia de respuesta hay 63MHz.

Para estudiar la compatibilidad de la señal GNSS con las radioayudas terrestres, se definen las frecuencias del GNSS en el siguiente apartado.

6.1.5.5. Sistema SATCOM

El sistema SATCOM (SATellite COMMunications) se desarrolló para resolver el problema de comunicaciones a larga distancia. Las comunicaciones por satélites permiten realizar comunicaciones transoceánicas de forma segura y fiable.

Uno de los sistemas SATCOM más importantes es el formado por la constelación de satélites geoestacionarios Inmarsat que proporciona cobertura global excepto en las regiones polares. Este hecho hace muy atractivo su uso para la comunidad aeronáutica, sobre todo en áreas oceánicas remotas reduciendo la dependencia de los usuarios de las infraestructuras terrestres.

INMARSAT (International Maritime Satellite Organization) es una organización internacional creada en 1979 que opera un sistema mundial de comunicaciones móviles por satélite y funciona a modo de cooperativa. En un principio, se fundó para mejorar las comunicaciones marítimas con objeto de incrementar la seguridad en el mar. Actualmente, además de suministrar servicios de telefonía y transmisión de datos a embarcaciones y plataformas marítimas, aporta también servicios para la comunidad aeronáutica y para los móviles terrestres. De los 26 países que participaron en su constitución (entre ellos España) ha pasado a tener hoy en día 79 países miembros de los cuales Estados Unidos cuenta con la mayor parte (alrededor de un 23%), el Reino Unido y Noruega poseen el 11% y el 10.5% respectivamente [IMO 2015].

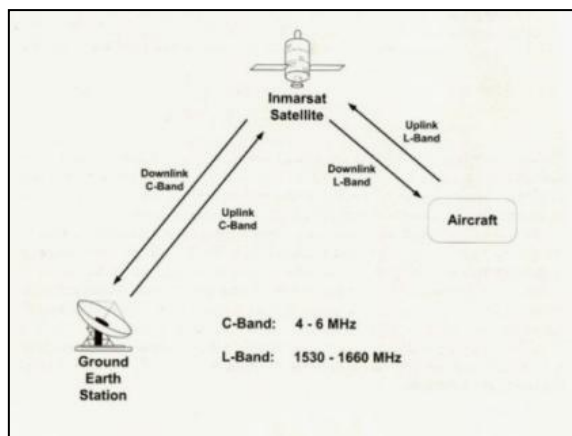


Fig 90. Esquema Funcionamiento de la Red INMARSAT

Inmarsat es el único proveedor de servicios de comunicaciones móviles vía satélite para el sector aeronáutico que cumple las especificaciones SARPS (Standards and

Recommended Practices) para AMSS (Aeronautical Mobile-Satellite Services) publicados por la ICAO (International Civil Aviation Organisation).

El sistema de comunicaciones vía satélite Inmarsat-Aero ofrece telefonía, fax y transmisión de datos tanto a pasajeros como a operadores de comunicaciones y personal administrativo además de información de control de tráfico aéreo.

Las llamadas que se realizan a bordo llegan a tierra firme a través de los satélites Inmarsat. Una vez en tierra son distribuidas hacia la red de comunicaciones pedida por el usuario. En un principio, antes de la utilización de satélites, las comunicaciones en la aviación estaban sujetas a la distancia y las condiciones ionosféricas. Con el desarrollo de los satélites, todas estas limitaciones han sido solucionadas. Las principales aplicaciones de Inmarsat-Aero son:

Servicios a los pasajeros: Para este propósito se aprovecha el hecho de que Inmarsat soporta telefonía multicanal, transmisión de mensajes hasta 10.5 kbits/s cuando se accede a la red de conmutación de paquetes, fax y transmisión de datos hasta 4.8 kbits/s. Además, Inmarsat ofrece un amplio rango de servicios de transmisión de datos para hacer posible la telefonía y el envío de faxes a personas que se encuentren viajando. Estos servicios incluyen compras duty-free, reservas en hoteles o vuelos, alquileres de coches y obtención de noticias financieras e internacionales en tiempo real.

Control de tráfico aéreo: Actualmente, se está desarrollando un nuevo concepto en las comunicaciones aéreas vía satélite llamado CNS/ATM (Communications Navigation Surveillance / Air Traffic Management). Los satélites Inmarsat serán capaces de soportar el servicio ADS (Automatic Dependent Surveillance) tanto en los océanos como en las zonas más inaccesibles del globo.

Inmarsat-aero también puede ser utilizado para las comunicaciones rutinarias entre piloto y controlador aéreo. La primera vez que se utilizó esta aplicación en concreto fue en octubre de 1995. La comunicación vocal solo se utiliza en casos de emergencia o situaciones no rutinarias.

Comunicaciones administrativas y operacionales de la compañía: El uso de comunicaciones vía satélite para tener una mayor comunicación con la compañía correspondiente, agiliza tanto los trámites administrativos como operacionales del vuelo en cuestión. Como posibles aplicaciones de este servicio están la solución de problemas técnicos durante el vuelo y la optimización a la hora de tomar decisiones para que los retrasos debidos a las condiciones atmosféricas o de cualquier otra índole sean alrededor de 1400 terminales aeronáuticos funcionan en la actualidad.

6.1.6. Señales y Frecuencias.

Las señales de navegación estarán disponibles en el receptor mediante la modulación de los códigos de “ranging” y datos en portadoras de radiofrecuencia que serán transmitidas por las cargas de navegación de los satélites.

El grupo de frecuencias de referencia para las diferentes portadoras, así como la porción de espectro alrededor de cada frecuencia que será necesario para la transmisión de las señales de navegación, se conoce como Plan de frecuencias, el cual se está desarrollando de acuerdo a las regulaciones y acuerdos alcanzados en el ámbito de la ITU.

El espectro disponible y que puede ser usado en el desarrollo de los sistemas de navegación por satélite es el mostrado en la figura 90, donde se pueden apreciar las bandas identificadas para cada sistema. La descripción de las diferentes bandas se corresponde a: E5 (Galileo) y L5 (GPS), cubriendo entre ambas un espectro de 1164 MHz a 1215 MHz. Dentro de esta banda, el uso de 24 MHz del espectro centrado en la frecuencia seleccionada, se está evaluando, dependiendo de cómo evolucione la interoperabilidad entre E5 y L5, y la coexistencia con otros sistemas, tales como el DME, JTIDS/MTIDS y los requerimientos de independencia de GALILEO. En este sentido, se están evaluando una frecuencia centrada en 1202 MHz o 1207 MHz .E6, cubriendo de 1260 MHz a 1300 MHz. Dentro de esta banda se está considerando el uso de 30 MHz de espectro al objeto de acomodar las señales para un Servicio Público Regulado y el Servicio Abierto.

E2, cubriendo de 1559 MHz a 1563 MHz. Esta banda podría acomodar una señal para el Servicio Público Regulado.

E1, cubriendo de 1587 MHz a 1591 MHz. Esta banda podría acomodar los servicios abiertos y Safety of Life.

La asignación de estas bandas se basa en la pasada Conferencia Mundial de Radiocomunicaciones de 2012 [WRS UIT 2012], donde se puede destacar, de forma muy resumida, las siguientes resoluciones por el impacto que tienen en dicha asignación:

6.1.6.1. Espacio - Tierra

Banda 1164 - 1215 MHz.

La resolución 5/19 de CMR 2000 propuso la protección de los DME que operan en la banda de referencia, de las emisiones RNSS, para lo cual se propone un DFP de - 115 dbW/m². Este fue revisado en la CMR 2003 junto con las necesarias medidas regulatorias para asegurar la protección de los sistemas ARNS respecto a los RNSS.

Banda 1260 - 1300 MHz.

La resolución 5/20 propone el estudio de compartir esta banda con otros servicios de radionavegación y radiocomunicación y el desarrollo de las regulaciones correspondientes en la CMR 2003.

Banda 5000 - 5030 MHz.

Se ha propuesto un DFP de -124.5 dBW/m^2 para proteger a los MLS que operan en la banda 5030 - 5150.

Así mismo, se ha propuesto un DFP de -171 dBW/m^2 para proteger la Radio Astronomía en la banda 4990 - 5000.

Estos valores se revisaron en la CMR 2003.

6.1.6.2. Tierra - Espacio

Banda 1330- 1350 MHz.

En la Resolución 5/51 se formula el desarrollo de recomendaciones encaminadas a asegurar la compatibilidad entre las estaciones terrenas RNSS y los radares de a bordo de los servicios de radiolocalización y de radionavegación.

Banda 5000 - 5030 MHz.

La resolución 5/15 propone la protección de los MLS de las transmisiones tierra - espacio de las estaciones RNSS.

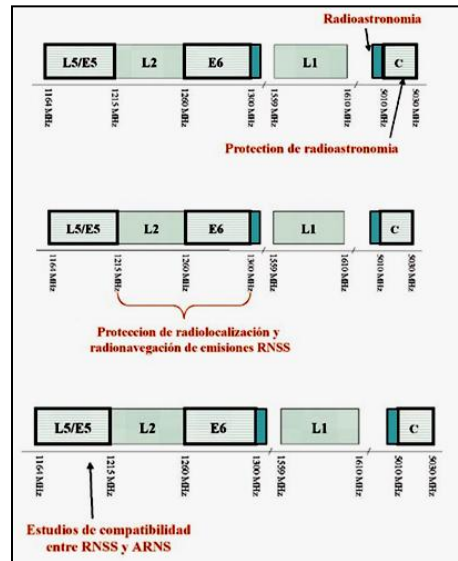


Fig 91. Frecuencias en sistemas GNSS. [fuente WRS UIT 2003]

6.1.7 Frecuencias del GNSS

El espectro de frecuencias actuales para los distintos GNSS quedó aprobado en la WRC 2012 para los cuatro sistemas como aparece en la figura 92.

La nueva distribución de frecuencias permite garantizar protección a GPS y GLONASS para desarrollar sistemas de nueva generación (GNSS-2), a la vez que garantiza a Europa el desarrollo de Galileo.

Esta normativa tiene además implicaciones económicas, ya que con el desarrollo de nuevos sistemas aumenta la competencia y se desarrolla un nuevo mercado.

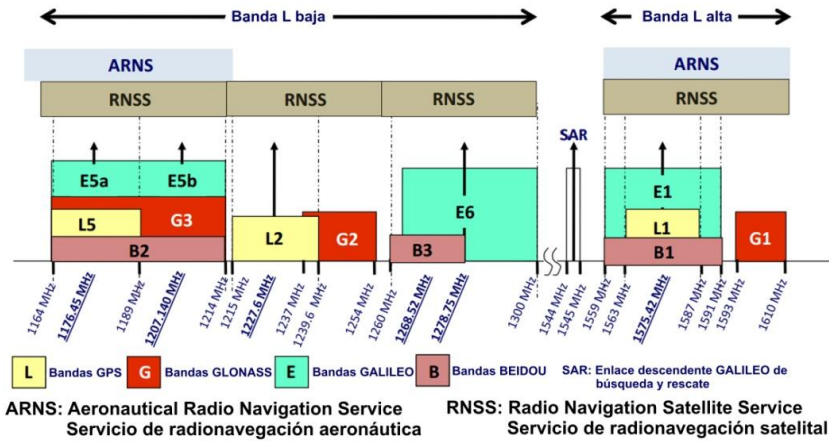


Fig 92. Distribución de frecuencias aprobada por la ITU 2012.

6.1.8. Sistemas de Aviónica.

Los instrumentos de cabina son de nueva generación, Electronic Flight Instrument Systems, EFIS, con pantalla multifunción, Multifunction Display Units, MFD, de cristal líquido de color. Este tipo de instrumentos mejora la flexibilidad, la fiabilidad e incluso el coste teniendo en cuenta el mantenimiento de los anteriores. En un futuro el sistema avisará al piloto si hay algo fuera de lo normal, ya que los instrumentos analizarán todas las características del vuelo, de la navegación y de los diferentes elementos del helicóptero.

Para definir los sistemas de Aviónica integrados en un helicóptero, se hace referencia a la documentación proporcionada por Eurocopter sobre la cabina de un EC-135. Este helicóptero tiene varias configuraciones, en función de la misión especificada por el cliente; en este caso se trata de un helicóptero de Emergencia sanitaria EMS (Helicopter Emergency Medical Service), el cual debe poder realizar vuelos IFR. Los sistemas de aviónica de este modelo de Eurocopter pueden ser analógicos o digitales, en función de la antigüedad de fabricación.

Actualmente los instrumentos de vuelo se representan electrónicamente mediante pantallas en cabina, EFIS, proporcionándole a la tripulación la información necesaria para control de la aeronave y navegación, encargándose de la adquisición, proceso y presentación de datos.

El EFIS dispone, salvo excepciones, de 4 pantallas para representar la información, dos pantallas primarias de vuelo PFD también denominadas EADI (Electronic Altitude Director Indicator) y dos pantallas de Navegación ND, también denominadas EHSI (Electronic Horizontal Situation Indicator). Cada piloto dispone de una unidad PFD y una ND. En ocasiones el EFIS cuenta con una quinta pantalla denominada Pantalla Multifunción MFD (Multifunction Display).



Fig 93. Ejemplo de un EFIS. [fuente. Eurocopter]

Los modos de operación y configuración de las pantallas PFD y ND se realizan a través de sus correspondientes paneles de control.

La pantalla del PFD está dedicada a la información de vuelo. Como la mayoría de las pantallas multifunción, está construida a partir de un LCD (Liquid Crystal Display) o un CRT (Cathode Ray Tube). En esta pantalla se combina la representación de varios instrumentos que utilizan lecturas del aire y queda toda esta información compactada en una sola pantalla: actitud de la aeronave, coordinador de viraje, direccional, altimetría, velocidad, información adicional del vuelo a corto plazo: tipo de vuelo, armado de sistemas (sistemas en modo ON) y avisos de fallos. Proporcionan diversa información, actitud (alabeo y cabeceo), guiado de la aeronave mediante barras de órdenes del Director de Vuelo, altitud barométrica y reglaje de altímetro, altura de radioaltímetro y altura de decisión (DH) seleccionada, velocidad vertical, velocidad indicada y número de Mach (medida de velocidad), rumbo y derrota, desviación lateral y vertical del ILS o del sistema de navegación seleccionado, modos de vuelo del FD activos y armados, modo del sistema de gases automático (ATS), Banderas de mal funcionamiento o fallo de equipos o sistemas, indicación de piloto automático (AP), indicación de sobrevuelo de balizas (OM, MM, IM).

Toda esta información es generada por el computador de gestión de pantallas asociado y aparece distribuida en la imagen del PFD respetando la distribución en forma de T en de los instrumentos de vuelo y navegación que se sigue en aeronaves con cabinas de pilotaje convencional.

digital, ruta de vuelo, datos del sistema inercial, datos del aire, averías, visualización de instrumento, etc.



Fig 96. Pantalla MFD [fuente. Eurocopter].

El panel de control dispone de los controles necesarios para selección del formato ND/EHSI, presentación de la información del radar meteorológico en el ND, selección del curso de ruta para VOR/ILS, selección del modo de navegación activo, presentación de datos opcionales tales como aeródromos, radioayudas, waypoints, y datos de navegación en el ND, control de alcance seleccionado en los modos ARC y MAP, control de brillo de pantalla del PFD y el ND, control de encendido y apagado de pantallas, transferencia e intercambio de las pantallas PFD y ND.

6.1.8.1. ECAM (Electronic Centralized Aircraft Monitoring)

El sistema ECAM se divide en dos pantallas que pueden encontrarse en distintas configuraciones, horizontal y vertical.

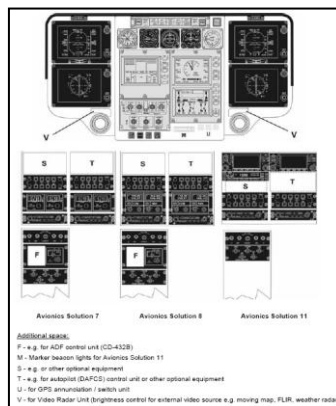


Fig 97. Visión general del panel de instrumentos [fuente. Eurocopter].

6.1.9. Conclusiones

Tras el estudio de las Comunicaciones Aeronáuticas y los diversos sistemas que lleva incorporado el helicóptero, se concluye que no existirán interferencias entre estos sistemas y el nuevo sistema a desarrollar, y en caso de que existiesen las comunicaciones aeronáuticas prevalecerán siempre.

6.2. ESTUDIO Y ANÁLISIS DE LA INTEGRACIÓN DEL PROTOCOLO NTRIP EN UN SISTEMA SBAS.

Tras las conclusiones obtenidas en el apartado anterior, se dispone a estudiar el modo de transmisión del protocolo NTRIP con la idea de poder integrar su mensaje en el mensaje de EGNOS.

El procedimiento NTRIP es una norma RTCM concebida para la difusión de los datos de corrección GNSS u otros tipos de datos de transmisión GNSS en continuo a usuarios estacionarios o móviles en Internet. Los usuarios pueden así conectarse simultáneamente con PC, portátil, PDA o receptor, a estas redes para obtener correcciones diferenciales GNSS y mejorar la precisión hasta alcanzar la centimétrica en el supuesto que las correcciones sean de fase.

El procedimiento NTRIP funciona con acceso a Internet sin hilo vía red IP tales como GSM, GPRS, UMTS o EDGE. NTRIP fue desarrollado por el BKG (*Bundesamt für Kartographie und Geodäsie*), la agencia federal alemana de cartografía y de geodesia. Las principales casas comerciales de GNSS, Trimble y Leica, desarrollaron técnicas y software específicos para la aplicación de este protocolo de transmisión de correcciones diferenciales. De esta forma, Trimble desarrolló la tecnología VRS (Virtual Reference System) y Leica la tecnología MAC (Master Auxiliary Concept). Se ha utilizado el sistema VRS ya que es el que nos ha suministrado el IGN y en nuestro caso con una solución simple. A continuación se estudiará el modo de transmisión de los datos, así como el protocolo NTRIP.

6.2.1. Telefonía Móvil

Los distintos sistemas digitales de telefonía móvil que están siendo usados en Europa actualmente son los que describimos a continuación.

6.2.1.1. GSM

El GSM es un sistema digital de telefonía móvil que ha sido ya sustituido por sistemas más modernos. El GSM permite que varios usuarios compartan un mismo canal de radio. La norma GSM autoriza un flujo máximo de 9,6 kbps, lo que permite transmitir la voz así como datos numéricos de volumen menores, como por ejemplo mensajes textos.

Las redes de telefonía móvil están basadas en la noción de células, es decir zonas circulares que se superponen con el fin de cubrir una zona geográfica. Las redes celulares reposan en la utilización de un emisor-receptor central al nivel de cada célula, llamado “estación de base” .

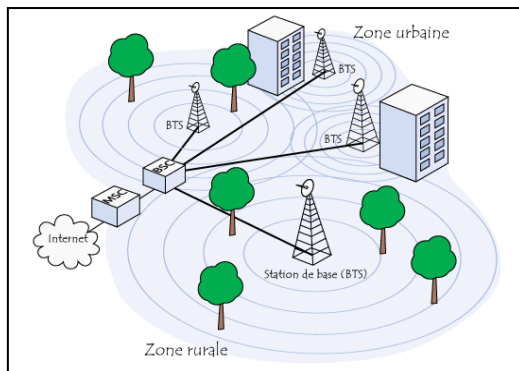


Fig 98. Esquema de una red de comunicación GSM [fuente.].

6.2.1.2. GPRS

El GPRS (General Packet Radio Services) es una solución para datos móviles que ofrece eficiencia espectral para nuevos y más veloces servicios de datos, así como para *roaming* internacional. Por tratarse de una tecnología de datos inalámbricos, el GPRS ofrece velocidades de datos máximas de 115 kbps y una capacidad de procesamiento promedia de 30-40 kbps. Al GPRS a menudo se le denomina tecnología de “2.5G” porque constituye el primer paso de un operador GSM hacia la tercera generación (3G). Es una tecnología basada en paquetes, lo que significa que los datos están divididos en paquetes que se transmiten en breves ráfagas sobre una red IP.

El GPRS se desarrolla sobre la plataforma GSM y está basado en una IP, la norma universal utilizada en Internet, y no en una norma exclusivamente inalámbrica que exija equipos propietarios. El usuario no llamará más con un número de teléfono como con el GSM, sino que se conecta directamente a una dirección IP. Con el GSM, el Access Server es el que hace el enlace entre la llamada entrante y la dirección IP desde el cual obtiene las correcciones, mientras que con el GPRS se puede ir a por el flujo de datos directamente sobre el puerto de una máquina unida a Internet, con las autorizaciones suficientes.

El GPRS es particularmente útil para las aplicaciones que necesitan transferencias de datos, es decir para un acceso Internet móvil clásico y la consulta de páginas web, o para intercambio de datos entre un centro de cálculo y un receptor móvil vía Internet. Sin embargo, el GPRS por sí solo no identifica al usuario mientras que el GSM sí. El Access Server utilizado en GSM es capaz de dar informaciones sobre el usuario, particularmente su número de teléfono, lo que ofrece directamente un medio de identificación único. Pero utilizando el GPRS, una IP es atribuida al usuario, entonces es impensable dejar un acceso

libre o mal controlado sobre el servidor de datos, no obstante, una autenticación es necesaria por razones económicas y de seguridad. Cabe destacar que hay que reservar la banda concurrída para usuarios autorizados, es por eso que hay que añadir otra tecnología suplementaria “El NTRIP”.

6.2.1.3. UMTS

El Sistema Universal de Telecomunicaciones Móviles (Universal Mobile Telecommunications Service UMTS) es una tecnología inalámbrica de transmisión por paquetes de texto, voz digitalizada, vídeo y multimedia a alta velocidad sobre banda ancha. Integra la familia de normas inalámbricas de tercera generación (3G) IMT-2000 de la Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT). El UMTS tiene un interfaz de aire basado en la WCDMA (Wide Code Division Multiple Access) y una red central de protocolo Internet basada en el servicio general de paquetes de radio (GPRS) pero se desarrolla a partir del GSM, que es la tecnología inalámbrica más ampliamente utilizada en el mundo actualmente disponible en más de 680 redes de más de 205 países y territorios de todo el mundo para prestar servicio a más de mil millones de clientes. El UMTS ofrece cobertura potencialmente mundial y permite economías de escala, *roaming* global, y una tecnología prioritaria para los desarrolladores de software y aplicaciones.

Esta tecnología, basada en Protocolo de Internet (IP), está diseñada para transmitir servicios de banda ancha tales como lectura continua de datos multimedia (*streaming*), transferencia de archivos pesados y video-conferencia en una gran variedad de dispositivos, entre ellos teléfonos móviles, PDAs y portátiles. Permite transmitir más datos simultáneamente y ofrece un flujo mucho más superior a los permitidos por el GSM y el GPRS. Teóricamente, puede alcanzar a 2 Mbps a partir de un lugar fijo y un flujo promedio de 220 a 320 Kbps cuando el usuario esta en movimiento.

El máximo en Europa ha sido fijado a 384 kbps: o 64 a 128 kbps en emisión y 128 a 384 kbps en recepción, incluso en movimiento (tren, coche, etc.). Esta “alta velocidad” móvil no se aleja tanto de las velocidades de transmisión propuestas en el marco de las ofertas de acceso a Internet por el ADSL.

6.2.1.4. LTE

El siguiente paso en la evolución hacia las Redes de Cuarta Generación o 4G se conoce como LTE (3GPP Long TermEvolution). Admiten o mejoran notablemente la televisión de alta definición, en 3D, video conferencias, juegos, servicios de internet en la nube y la transferencia de datos en general. Están disponibles para los móviles desde el 2011.

Está ya en pruebas la red 5G que transmite los datos en la banda de ondas milimétricas a una frecuencia de 28 GHz, a una velocidad de hasta 1.056 Gbps y a una distancia de hasta 2 km. La Comisión Europea tiene previsto invertir 50 millones de euros en 2013 para ofrecer servicios 5G al mercado en 2020.

6.3. PRUEBAS DE VIABILIDAD DE CREACIÓN DEL SISTEMA GNSS-ABAS-NTRIP

La situación ideal sería poder integrar los dos mensajes de corrección, el mensaje EGNOS y el mensaje NTRIP, pero el resultado no sería un mensaje normalizado RTCM, tal como marca la normativa [GMV2012].

Por lo que en el diseño del prototipo se realizará un software que recoja datos del receptor GNSS(EGNOS) y del receptor NTRIP(VRS); ambos datos serán complementarios. Los datos obtenidos de NTRIP solo serán usados en aproximación al terreno, donde es necesaria una precisión centimétrica, ya que en vuelo la precisión obtenida por el receptor GNSS(EGNOS) ya hemos visto que es suficiente.

6.3.1 Arquitectura del Sistema y observaciones previas

El sistema a diseñar está compuesto por un receptor EGNOS (SeptentrioAsterx2,) y un receptor NTRIP (Trimble R-8 3) .Ambos sistemas recibirán datos simultáneamente y tendremos dos receptores RTK (Trimble R-8 5 y Leica 1200) que nos van a servir para validar las soluciones obtenidas.

Estos receptores estarán conectados a un Ordenador portátil, el cual procesará los datos en tiempo real y estará dando la posición de ambos receptores en una pantalla, indicando cuál de ellos es más preciso.

En caso de pérdida de señal el receptor avisara al software mediante la técnica RAIM, y este indicará que la lectura tomada no es correcta en ese momento.



Fig 99. Arquitectura general del sistema.[fuente propia]

Inicialmente se han realizado una serie de pruebas donde se testea y analizan los dos sistemas EGNOS VRS/RTK desde el punto de vista de los parámetros que definen y determinan estos como sistemas de navegación. A tal efecto, se realizarán diferentes análisis donde se compararán ambos sistemas en condiciones similares a las de la aplicación objeto, y otra serie de pruebas que proporcionen las garantías de validez para su uso. De esta forma se llevarán a cabo pruebas en tiempo real tanto en estático como en cinemático, y pruebas en post-proceso que permitan obtener una comparativa estadística de ambos sistemas para la validación de los mismos.

Se han realizado pruebas iniciales en tierra y posteriormente pruebas en vuelo para finalmente realizar las pruebas de aproximación real que han sido las observaciones utilizadas para esta investigación y que se describen en el capítulo 7.

En la siguiente tabla se muestra un resumen de la totalidad de pruebas realizadas y las diferentes combinaciones de posicionamiento GNSS y receptores utilizados.

			FECHA	LOCALIZACION	MODO		A BORDO		RECEPTOR	TIPO GNSS			FRECUENCIA	
					ESTÁTICO	CINEMATICO	COCHE	HELICÓPTERO		RTK	EGNOS	VRS		
PRUEBAS EN TIERRA	Contratación precisiones	ESTATICO	SEPTENTRIO	01/12/2011	UPV	X			AsteRx2	X		1		
			TRIMBLE						R8-3		X	1		
		CINEMATICO	SEPTENTRIO	02/12/2011	UPV		X	X		AsteRx2	X		1	
			TRIMBLE							R8-3		X	1	
	Comprobación n recepción	CINEMATICO	SEPTENTRIO	16/11/2011	AEROPUERTO DE CIUDAD REAL		X	X		AsteRx2	X		1	
			TRIMBLE							R8-3		X	1	
TRIMBLE 5700 SIN GLONASS	5700									X	1			
PRUEBAS EN VUELO	Contratación precisión VRS/RTK/EGNOS	ESTÁTICO	LEICA BASE	23/12/2011	AEROPUERTO DE CIUDAD REAL	X			1200			1		
			TRIMBLE BASE						R8-4			1		
		CINEMATICO	SEPTENTRIO								AsteRx2	X		10
			TRIMBLE						VRS				X	1
									RTK					
			LEICA								1200	X		1
	Integración EGNOS/VRS con avionica	ESTÁTICO	BASE LEICA	15/12/2011	AEROPUERTO DE CIUDAD REAL	X			1200	X		1		
			BASE TRIMBLE						R8-4			1		
		CINEMATICO	SEPTENTRIO SIN GLONAS								AsteRx2	X		10
			TRIMBLE VRS										X	1
AVIONICA				FDR			1							

Tabla 26. Resumen de pruebas de posicionamiento GNSS realizadas [fuente propia].

6.3.2. Pruebas en Tierra

Una vez analizados los diferentes tipos de sistemas de georreferenciación y navegación (EGNOS, VRS y RTK), así como los formatos de mensajes propios de cada uno (RTCA, RTCM) y los software proporcionados por la ESA para el análisis de los mismos, se realizan las pruebas para contrastar las conclusiones obtenidas. Fundamentalmente se han realizado estudios de precisión y continuidad de la señal.

El instrumental que se ha utilizado para la realización de las pruebas ha sido el siguiente, cuyas características técnicas figuran en el Anexo II:

- Receptor SBAS-EGNOS de Septentrio AsteRx2.
- Receptor Trimble, R8 y 5700, cuya señal de recepción es RTK y VRS.
- Receptor Leica 1200, cuya señal de recepción es RTK.



Fig 100. Receptores utilizados. [fuente propia]

6.3.2.1. Estático

Se realizaron varias pruebas en Estático, en el emplazamiento de la Universidad Politécnica de Valencia, con el objetivo de valorar las diferentes precisiones existentes entre el sistema VRS y EGNOS.

En esta prueba el receptor AsteRx2 (EGNOS) y el R-8 de Trimble (VRS) se estacionaron en pilares de centrado forzoso de calibración y cuyas coordenadas son conocidas con una muy alta precisión. Se realizaron observaciones de larga duración, en concreto de 60 minutos y los resultados obtenidos los podemos ver en los siguientes gráficos y tabla resumen.



Fig 101. Observación estática en pilar de centrado forzoso. [fuente propia]

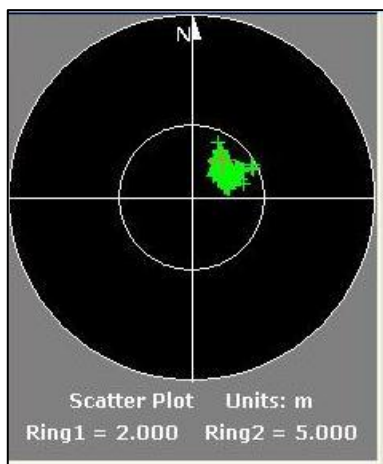


Fig 102. Posicionamiento EGNOS

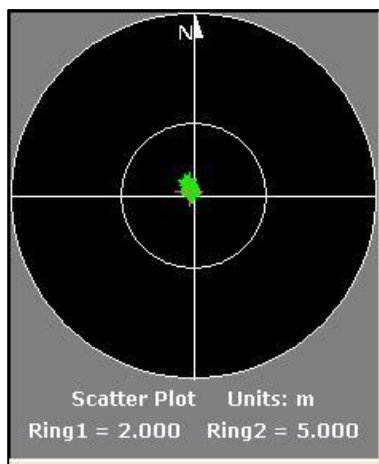


Fig. 103 Posicionamiento VRS [fuente propia]

El objetivo de esta prueba era la contrastación en posicionamiento absoluto de los dos sistemas de navegación. Para posicionamiento relativo, la precisión nominal viene dada por las variables, condiciones y tipo de observables de cada sistema y está especificado en las características técnicas propias de cada uno, siendo estas del orden del centímetro para VRS y del orden de 50 cm para EGNOS. Para más detalle ver Anexo 3 de receptores utilizados.

Como se observa en la tabla siguiente, y tal como se esperaba, los resultados obtenidos en posicionamiento absoluto proporcionan una mejora de precisión en VRS cercana a 6 veces la de EGNOS en planimetría y de 2 veces en altimetría, para un RMS (de fiabilidad 39% en planimetría, y un 68% en altimetría).

	EGNOS	VRS
CEP (m)	1.180	0.216
Horizontal rms 39% (m)	1.195	0.239
Vertical rms 68% (m)	0.699	0.320
Error medio en latitud (m)	0.787	0.189
Error medio en longitud (m)	0.866	-0.117
Error medio en altitud (m)	-0.576	-0.284

Tabla 27. Comparativa de Exactitud entre EGNOS y VRS [fuente propia].

6.3.2.2. Cinemático en UPV

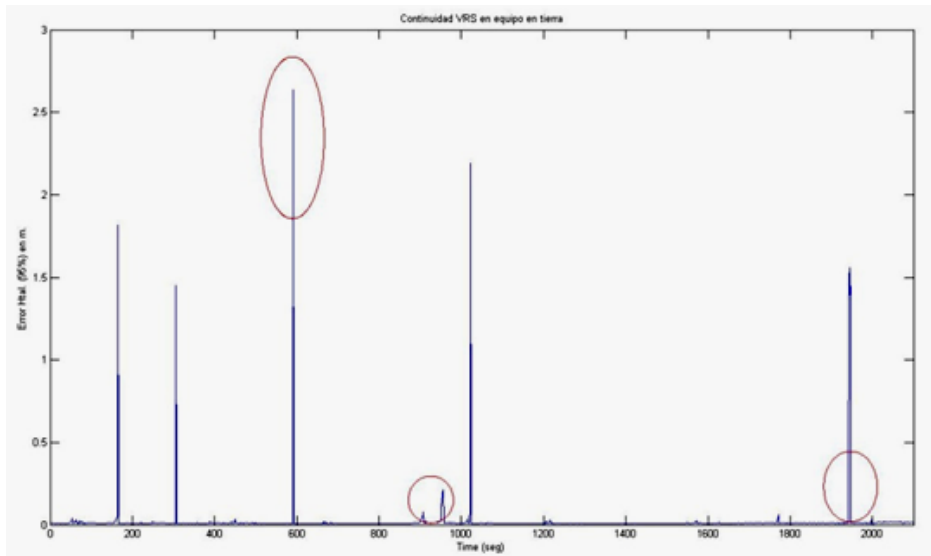
Tras comprobar la precisión absoluta de ambos sistemas en estático, el paso siguiente fue analizar esta precisión en modo cinemático y, así mismo, valorar la continuidad de señal EGNOS y VRS. A tal efecto, se realizaron pruebas de control a bordo de un coche que incorporaba ambos sistemas, también en las inmediaciones de la universidad.

En primer lugar se probó la validez de los sistemas en condiciones adversas con el objeto de testear su funcionamiento, para ello se realizaron diferentes rutas en entorno urbano donde los edificios dificultan la recepción de la señal GPS, pero existe una amplia cobertura de GPRS/UMTS.



Fig 104. Prueba cinemática en tierra [fuente propia].

Tras el análisis de la continuidad de señal de ambos receptores en movimiento, se comprobó la continuidad del sistema VRS, pues la señal de la recepción EGNOS, por la transmisión de las correcciones diferenciales a través de satélites geoestacionarios, es continua en todo momento como se pudo constatar.



Gráfica 1. Error Horizontal (95%) de VRS y saltos por falta de continuidad. [fuente propia]

Como se aprecia en la gráfica que representa el error en posición planimétrica (2,5 RMS, 95%) a lo largo del tiempo del sistema VRS, la continuidad puede ser considerada estable, con pérdidas puntuales de ambigüedades, que se recuperan en la posición siguiente, sin que esto puede influir en la integridad del sistema.

Además, se puede ver como de más de 2000 posiciones existen sólo cinco pérdidas que se restablecen de forma inmediata, debido a los algoritmos de procesado que utiliza este sistema. El resto de posiciones tienen una precisión relativa por debajo de los 3 cm, con algún pico puntual también de 15 o 20 centímetros.

Por otro lado, el sistema EGNOS mantuvo precisiones con una desviación estándar media dentro de su precisión nominal tanto en horizontal como en vertical, esto es de 0,9 m (1Htal RMS, 39%) y de 0,8 m (1Vcal RMS, 68%). Para una fiabilidad del 95% se debe multiplicar el RMS por 2,5 y 2 respectivamente.

Destacar que en zonas donde existía poca cobertura de satélites GPS la integridad del sistema EGNOS perdía precisión, pero no ocurría así con el sistema VRS.

No obstante, el objeto de esta investigación es para embarcar los sistemas en un vehículo en vuelo, donde la cobertura de satélites es máxima y no existe este tipo de problemas.

6.3.2.3. Comprobación de recepción de señal en el aeropuerto de Ciudad Real

Tras la realización de un primer análisis de precisiones y continuidad de los sistemas objeto de estudio, se realizó una prueba en cinemático en equipo de tierra, en el Aeropuerto de Ciudad Real, ya que este emplazamiento será donde se realicen las observaciones para ésta investigación.

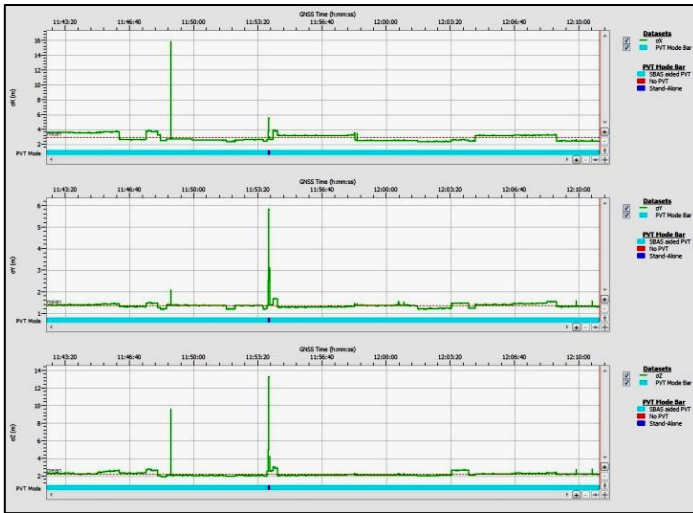
El principal objetivo de esta prueba era la comprobación de señal EGNOS y la cobertura y continuidad del sistema VRS en las inmediaciones de donde se iban a realizar las pruebas con helicópteros de emergencia sanitaria.

Para ello se emplearon en este caso tres equipos, el EGNOS AsteRx2, el VRS R8 de Trimble con posicionamiento GLONASS y el VRS 5700 de Trimble sin señal GLONASS, con el objeto de valorar también la diferencia entre VRS con constelaciones integradas NAVSTAR/GLONASS y VRS solo con NAVSTAR.



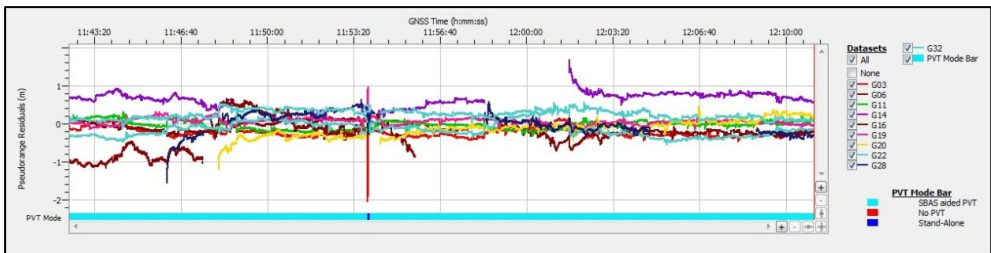
Fig 105. Imágenes de prueba en Cinemático en el Aeropuerto de Ciudad Real [fuente propia].

Los resultados obtenidos en la zona donde se realizarán las pruebas embarcadas, produjeron resultados similares a los realizadas anteriormente a excepción del sistema VRS con GLONASS que no funcionó de forma continua, perdiendo conexión y posición repetidas veces, por lo que se descartó para futuras pruebas.



Gráfica 2. Desviación estándar de coordenadas en metros del sistema EGNOS [fuente propia].

La señal recibida de EGNOS, en todo momento fue continua, y con una buena integridad y precisión, como se observa en la grafica 2 , que representan las desviaciones estándar al 95% de las coordenadas, con solo dos perdidas puntales de señal.



Gráfica 3. Error Horizontal (95%) de VRS y saltos por falta de continuidad [fuente propia].

Los residuales del pseudorange de cada uno de los satélites también se encontraban dentro del rango determinado de un metro, indicando la calidad de la observación efectuada, y la solución fue en todo momento PVT (Posición, Velocidad y Tiempo) menos en una posición.

Así mismo, y a diferencia del VRS sin GLONASS, el R8 (Trimble) estuvo conectado de forma permanente, salvo casos puntuales, con la base de GNSS de Ciudad Real, y la precisión obtenida fue centimétrica.

6.3.2.4 Conclusiones

El análisis de precisiones en posicionamiento absoluto y relativo ha reflejado lo que a priori debía suceder. Se ha comprobado que existe una mejoría notable en cuanto a posicionamiento absoluto, y se han cumplido las precisiones nominales de ambos sistemas en relativo.

Además, se ha visto que la utilización de VRS como sistema para implementar el sistema EGNOS es viable para dotarle de una mayor precisión a nivel centimétrico, y se ha analizado la continuidad de la señal VRS para cinemático.

Comentar, que todas las pruebas realizadas se han calculado también en postproceso para validar estadísticamente los datos obtenidos y comprobar la calidad de los mismos.

6.3.3. Prueba en Vuelo

Previa a la toma de datos definitiva se realizó una prueba de vuelo con un helicóptero EC-145 incorporándole tres receptores: Trimble R8 (VRS), Leica 1200 (RTK) y AsteRx2 (EGNOS). La función de esta prueba era una primera aproximación a la integración de los sistemas en el helicóptero, con el fin de obtener unas primeras conclusiones que sirvieran para el éxito de la prueba final. En las siguientes imágenes se observa el recorrido realizado así como el montaje del sistema en el helicóptero y la base de RTK montada.



Fig 106. Recorrido de prueba de vuelo en aeropuerto. [fuente propia]

El montaje a bordo del helicóptero se realizó encima de la consola de mando del piloto para facilitar la entrada de señal y se fijaron las antenas de forma provisional por tratarse únicamente de una prueba inicial de vuelo.



Fig 107. Detalle de montaje de antenas en el helicóptero [fuente propia].

Los resultados obtenidos en esta primera prueba no fueron todo lo satisfactorios que se esperaba, por motivos técnicos por un lado y por motivos ajenos por otro. Sólo se pudo hacer una aproximación a pista debido a un retraso en el montaje de los equipos y a la ocupación de la pista por otro vuelo y, además, el receptor Leica RTK no funcionó en tiempo real, aunque sí se disponían de los datos en post-proceso.

6.3.3.1. Resultados obtenidos y análisis de los datos.

De los tres sistemas embarcados: EGNOS, VRS y RTK, el primero funcionó con la precisión e integridad requerida y esperada, excepto ciertos saltos de continuidad debido al número de satélites recepcionados y la geometría de posición de los mismos, por lo que se validó el sistema en modo embarcado.

Respecto del VRS, tuvo problemas de comunicación con la base del IGN ALMO por motivos aún desconocidos, por lo que la continuidad e integridad del sistema sufrió ciertos saltos como puede observar en el gráfico 7.

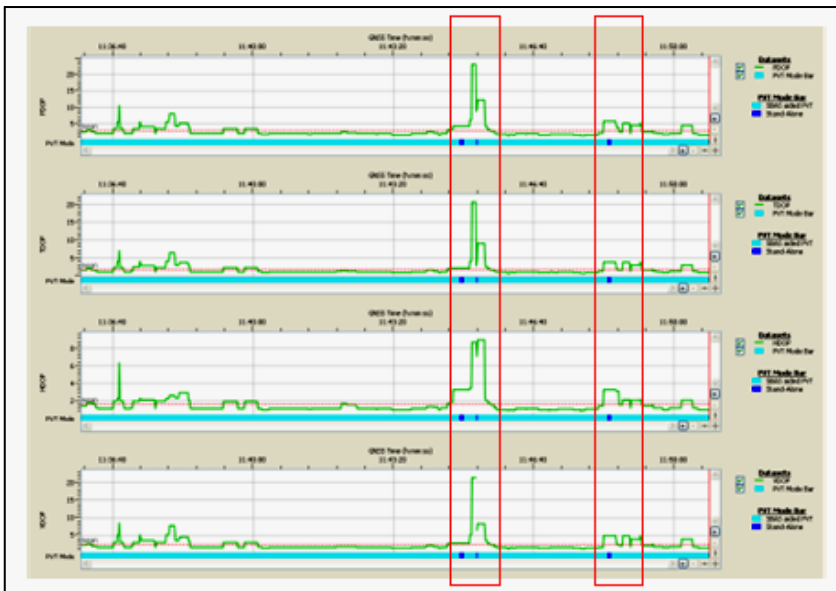
El sistema RTK no funcionó por no disponer de la cobertura necesaria en pista, no obstante se disponía de todos los datos en post-proceso de los tres receptores, que fueron analizados y mostraban los resultados esperados para este tipo de instrumental en este modo de observación, y que han servido para validar estadísticamente los datos tomados en tiempo real en los casos correspondientes. Sin duda la elección de la situación de la estación fija en tierra no fue la más adecuada.

Las precisiones obtenidas para el sistema EGNOS se mantienen en el margen esperado, excepto como se ve en las 3 gráficas siguientes en aquellas épocas en que el número y geometría de los satélites disminuía considerablemente debido a la mala

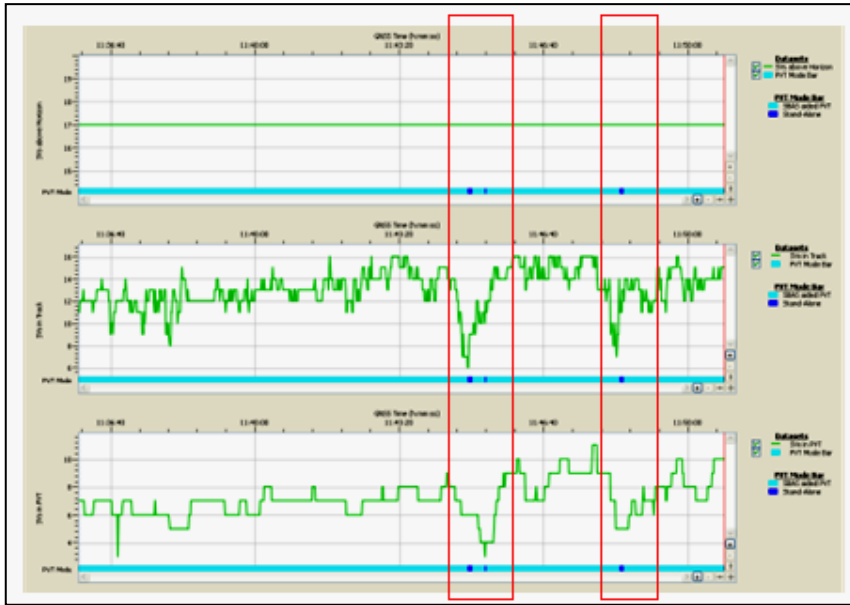
recepción de los mismos, mostrando la evidencia de la correlación entre estos parámetros.



Gráfica 4. Correlación de error de coordenadas en EGNOS [fuente propia].

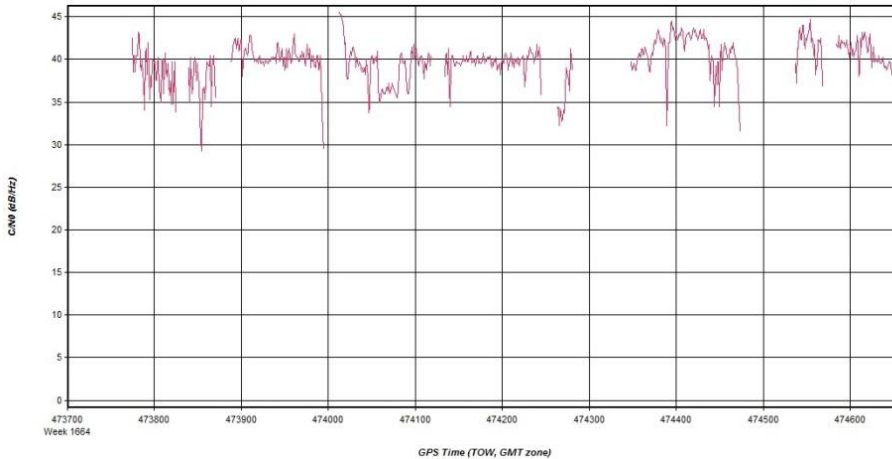


Gráfica 5. Geometría de los satélites en EGNOS [fuente propia].



Gráfica 6. Número de satélites en EGNOS [fuente propia].

A continuación se muestran las discontinuidades sufridas por el receptor VRS que provocaron posiciones con errores no admisibles y que ya nos indica que es uno de los problemas a solucionar para obtener el posicionamiento deseado en esta investigación. Como ya hemos descrito en el capítulo 2 la continuidad es un requisito fundamental del método de posicionamiento.



Gráfica 7. Saltos de continuidad en el sistema VRS [fuente propia].

De esta forma, las conclusiones obtenidas de estas primeras pruebas embarcadas muestran la importancia de la geometría de los satélites para el sistema EGNOS, que por los resultados obtenidos, aún muestra la carencia de los algoritmos de procesado en tiempo real que disponen los sistemas VRS/RTK de mantenimiento de la señal en condiciones de recepción de un número bajo de satélites.

De igual manera, es necesario disponer de una repetitividad de los datos para poder analizar y obtener interpretaciones coherentes, así como el beneficio de procesar los datos para validar estadísticamente los observables.

Como consecuencia, en la toma de datos para nuestra investigación se intentaron modificar y paliar los aspectos que fallaron en esta, por lo que se han ampliado el número de pasadas para tener una mayor repetitividad, se incorporó un nuevo receptor a bordo para tener redundancia suficiente de observables en tiempo real y se buscó adaptar de forma más coherente los sensores a la ergonomía de los helicópteros.

CAPÍTULO 7.

METODOLOGÍA DE RECOPIACIÓN DE OBSERVABLES PARA LA INVESTIGACIÓN

Tal y como se ha visto en el capítulo anterior, se realizaron pruebas de contrastación de precisiones tanto en absoluto como en relativo, y en modo estático y cinemático respectivamente. Su objetivo era validar el incremento de precisión de EGNOS con VRS para la implementación y mejora de este sistema de navegación. Asimismo se analizó la continuidad de la señal VRS viendo la validez de la misma para modo cinemático y en zonas de buena cobertura GPRS/UMTS, y se realizaron pruebas de ambos sistemas en la zona donde posteriormente se realizarían las pruebas embarcadas en helicóptero.

Una vez analizada la mejora de precisión y posibilidad de implementación del sistema EGNOS con el sistema VRS y la construcción de los procedimientos de aproximación adaptados al mismo, así como la incorporación en la aviónica de los Helicópteros EMS, se procedió a la realización de pruebas de contrastación y toma de datos para su análisis y obtención de conclusiones. La toma de datos definitiva se ha realizado con un helicóptero AS365N3 de Eurocopter.

7.1. EQUIPAMIENTO GNSS PARA TOMA OBSERVABLES.

7.1.1. Descripción general.

Para la toma de datos definitiva se ha instalado a bordo cuatro receptores. El receptor Septentrio que nos proporciona posicionamiento EGNOS, un receptor Trimble con posicionamiento VRS y dos receptores con posicionamiento RTK, uno Leica y otro Trimble. El motivo de instalar dos receptores en RTK ha sido debido a los problemas que habíamos observado de señal en las pruebas previas. A partir de este momento nos referiremos a cada uno de los receptores por su solución de posicionamiento (EGNOS;VRS;RTK leica;RTK trimble).

Así, el sistema embarcado a bordo del helicóptero consta de cuatro antenas por lo que hemos tenido que diseñar una plataforma que albergue las antenas y sea lo suficientemente ligero y robusto para poder montar todo el sistema sobre el cuadro de mando del piloto. Hemos diseñado una base de metacrilato para el soporte de las antenas, donde se ha realizado unos orificios para albergar el soporte de las antenas. Estos orificios han sido calibrados tanto en su diámetro como es su separación, para así poder luego contrastar los resultados de las diferentes antenas. En la siguiente figura vemos los diferentes soportes así como el sistema de anclaje para cada antena.



Fig 108. Detalle de base de metacrilato para soporte de antenas.[fuente propia]

Cada antena ha sido enroscada en su soporte de tal forma que el sistema de antenas ha quedado distribuido e instalado en la aeronave como se aprecia en las siguientes figuras.



Fig 109. Detalle de montaje de antenas en el helicóptero [fuente propia].

La distribución de las 4 antenas en la base calibrada de metacrilato podemos verla en la siguiente figura, con las acotaciones correspondientes.

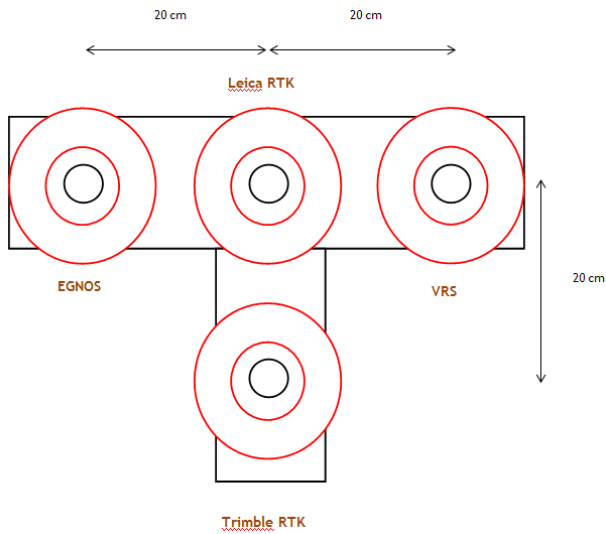


Fig 110. Detalle de distribución de métodos de posicionamiento. [fuente propia]

Los receptores han sido configurados con frecuencias en tiempo real de 1Hz, excepto el receptor EGNOS que nos ha permitido la frecuencia de 10Hz. No obstante, cada uno de ellos, almacenaba los observables brutos en RINEX a 10 Hz para poder calcular las rutas en post-proceso y validar la calidad estadística de los mismos, así como ver las posibles pérdidas de ambigüedades que se produjeran.

Las bases de RTK se situaron en el emplazamiento que se encuentra al lado de la terminal del aeropuerto, el cual tiene cielo abierto y línea de vista con la nave en todo el tramo de aproximación con la Pista RWY 10. Así esperamos no tener pérdidas de comunicación de radio para el envío de correcciones, tal como nos paso en las pruebas iniciales.



Fig 111. Base fija para posicionamiento RTK [fuente propia].

El equipamiento a bordo se completó con las controladoras de cada sistema de posicionamiento así como con un ordenador portátil que recibiese los diferentes posicionamientos en tiempo real. Las experiencias previas realizadas nos facilitó tener una prueba satisfactoria en todos sus aspectos, con todos los equipos en funcionamiento, tanto en tiempo real como en post-proceso, y se pudieron realizar hasta 5 aproximaciones a pista.



Fig 112. Detalle de controladoras en el helicóptero [fuente propia].

El objeto de esta prueba final era la conjunción de los análisis realizados anteriormente con el fin de determinar el comportamiento de los sistemas EGNOS, VRS, RTK y post-proceso para confirmar los resultados antes obtenidos e intentar solucionar, o al menos tener capacidad de contrastación, de los problemas surgidos de continuidad.

En la siguiente figura podemos ver las trayectorias realizadas siempre acabando en una simulación de aproximación de una aeronave a la pista de aterrizaje del aeropuerto de Ciudad Real.



Fig 113. Trayectorias y aproximaciones de la observación [fuente propia].

7.1.2. Separación por aproximaciones y codificación de datos.

El momento de aproximación de la aeronave para el aterrizaje es el que requiere de mayor precisión, por esto nuestra investigación se va a centrar en las 4 aproximaciones realizadas, que trataremos como independientes.

Los puntos iniciales de la aproximación son aquellos que fueron tomados por el personal de abordaje, ya que cuando empezaba la aproximación el piloto informaba de ello a la tripulación. Como punto final de las aproximaciones se han tomado los de menor altura, ya que el helicóptero nunca llegaba a aterrizar sino que procedía a enlazar con la ruta que le llevaría a la siguiente aproximación. Con ello se han obtenido las siguientes aproximaciones con sus tiempos de inicio y fin:

- Aproximación 1: 13:25:44 / 13:27:44
- Aproximación 2: 13:36:51 / 13:38:29
- Aproximación 3: 13:45:46 / 13:48:48
- Aproximación 4: 13:54:41 / 13:57:32
- Aproximación 5: 14:04:20 / 14:06:45

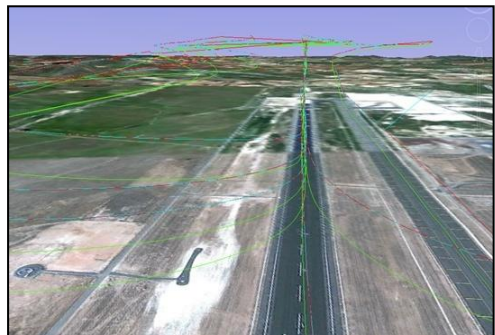


Fig 114. Detalle de aproximaciones de la observación.[fuente propia]

Una vez que ya se tenían las aproximaciones se separaron los datos de cada receptor para poder compararlos entre sí. Para ello se ha realizado una codificación de observables teniendo en cuenta los siguientes parámetros:

- Nº de Aproximación: *variables (1;2;3;4).*
- Método de posicionamiento: *variables (1-EGNOS;2-RTKTrimb;3-RTKLeic;4-VRS).*
- Tipo de solución: *variables (1-solución postproceso;2-solución en tiempo real).*
- Tiempo: *variable tiempo de observación en segundos.*
- X (wgs-84): *variable (numérico de coordenada X).*
- Y (wgs-84): *variable (numérico de coordenada Y).*
- Z (elipsoide global): *variable (numérico de coordenada Z).*

A continuación en la tabla 26 se puede ver un extracto de los resultados codificados siguiendo el criterio antes descrito. Se trata de la aproximación cuarta obtenida con solución de EGNOS en postproceso, por lo que disponemos también de los errores sigma horizontal y vertical del posicionamiento. El tiempo se corresponde con el inicio de la aproximación 13:54:41, que expresada en segundos es de 50081. Como podemos observar disponemos de posicionamiento con periodo de 10Hz en postproceso obtenido a partir de los datos de observación en formato RINEX.

Pasada	Método	Solución	Tiempo	X	Y	Z	σ_H	σ_V
4	1	1	50081	407088,793	4303479,822	1194,518	0,048	0,059
4	1	1	50081,1	407094,661	4303477,589	1194,331	0,043	0,053
4	1	1	50081,2	407100,540	4303475,363	1194,179	0,042	0,053
4	1	1	50081,3	407106,417	4303473,129	1194,015	0,044	0,053
4	1	1	50081,4	407112,278	4303470,921	1193,862	0,042	0,053
4	1	1	50081,5	407118,140	4303468,697	1193,693	0,042	0,053
4	1	1	50081,6	407123,999	4303466,480	1193,532	0,042	0,053
4	1	1	50081,7	407129,855	4303464,264	1193,383	0,042	0,053
4	1	1	50081,8	407135,704	4303462,053	1193,234	0,042	0,053
4	1	1	50081,9	407141,550	4303459,846	1193,082	0,042	0,053
4	1	1	50082	407147,400	4303457,633	1192,951	0,048	0,059

Tabla 28. Ejemplo de codificación de observaciones [fuente propia].

7.2. EQUIPAMIENTO AÉREO

7.2.1. Helicóptero.

El helicóptero AS365N3 dispone de un sistema de aviónica analógico y solo está configurado para la realización de vuelos VFR. Lo ideal hubiese sido poder disponer de una aeronave con sistema digital para el posterior contraste de datos, pero por temas logísticos fue imposible.



Fig 115. Helicóptero AS365N3 [fuente propia].

7.2.2. Carta navegación.

Las pruebas en aire las realizamos todas en el aeropuerto de Ciudad Real. La carta de navegación de Aproximación ILS, por RWY 10 que se utilizó para las pruebas es la siguiente:

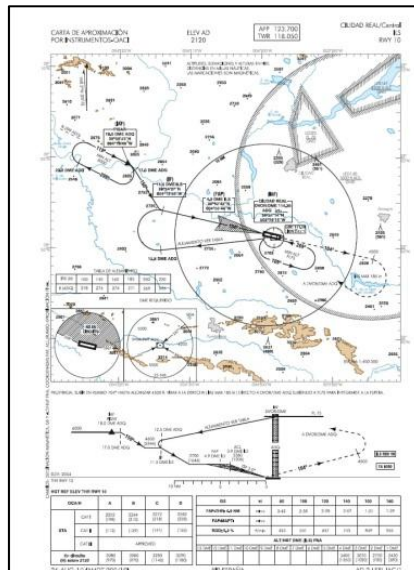


Fig 116. Carta de Aproximación ILS del aeropuerto de Ciudad Real .[fuente AENA]

7.2.3. Antenas GNSS.

Las antenas para las pruebas en los helicópteros se han situado encima del pedestal de la aviónica, justo delante del copiloto, pero sin influir su instalación con el manejo de la nave. Debido a ello fue necesario el diseño de varios soportes de metacrilato, con el fin de que no existiesen interferencias electromagnéticas entre el soporte y la aviónica.

En concreto se diseñó el soporte en 3 módulos. El primer módulo con configuración en paralelo de tres antenas, el segundo módulo de dos y el tercer módulo de una antena unitaria. Estas configuraciones fueron útiles para poder conectar diferente número de antenas en diferentes posiciones. Aunque la utilizada finalmente para la prueba ha sido la descrita en el apartado 7.1.1. que podemos ver en la siguiente figura.



Fig 117. Configuración de antenas y soporte [fuente propia].

El equipamiento realizado a bordo fue fijado únicamente para ésta prueba de observación, por lo que podemos considerarlo un equipamiento provisional. A la hora de hacer un equipamiento definitivo tanto el lugar como el soporte de antenas no sería el utilizado, el cual podemos apreciar en la siguiente figura.



Fig 118. Detalle de equipamiento a bordo provisional [fuente propia].

7.2.4. Software de ayuda a la navegación

Se ha generado un prototipo de software para incorporar la solución de EGNOS a la carta de aproximación, de este modo el piloto tiene embarcado un sistema de ayuda a la navegación para el seguimiento de las trayectorias de aproximación.

El sistema fue probado con éxito, aunque con las limitaciones de tratarse de un prototipo. Por supuesto en futuras evoluciones de éste debe de permitir integrar la solución propuesta en investigación EGNOS/VRS, así como los mensajes de aviso de error por estar fuera de las trayectorias fijadas o por tener pérdidas de solución de alguno de los sistemas de posicionamiento por separado.

A continuación se muestran unas imágenes del prototipo en funcionamiento sobre la carta de aproximación del aeropuerto de Ciudad Real de la OACI.

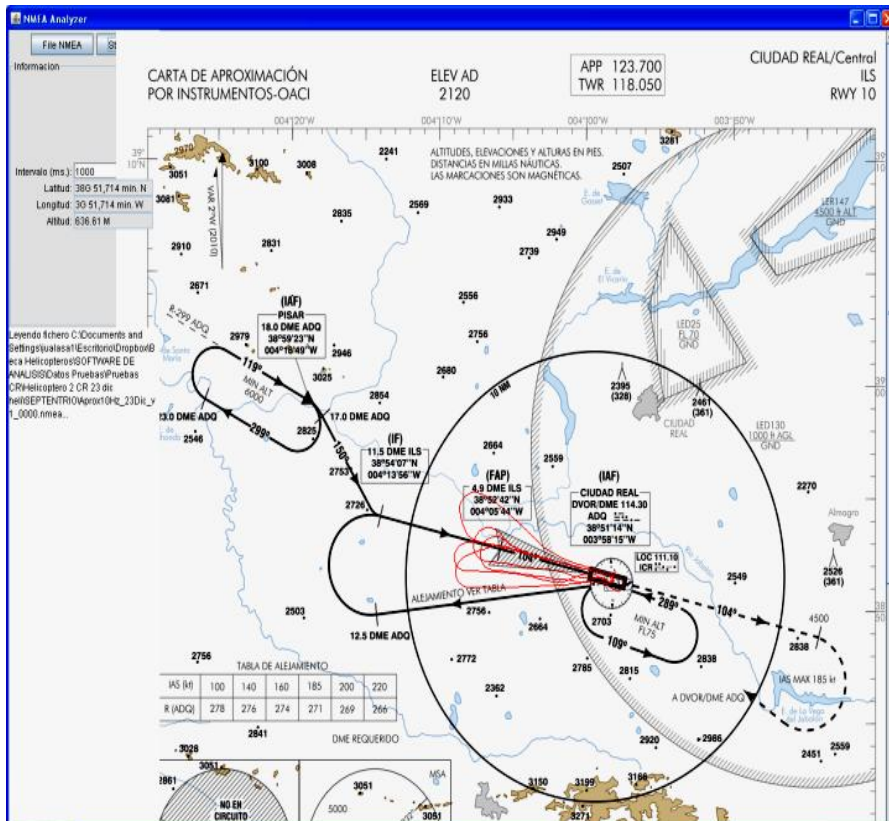


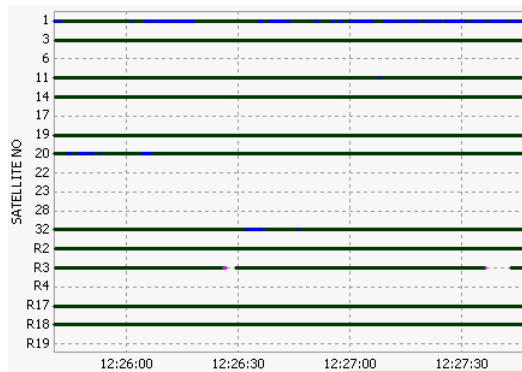
Fig 119. Detalle de prototipo de software de navegación.

7.3. VALIDACIÓN DE OBSERVABLES

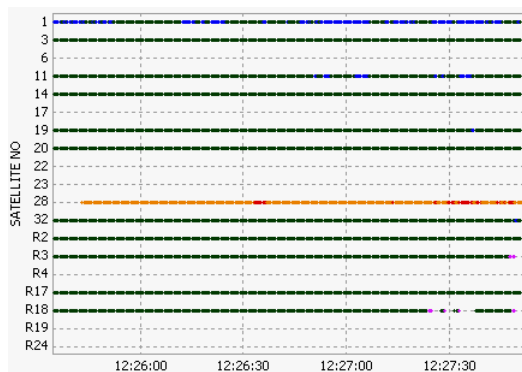
Se ha realizado un estudio previo de las observaciones antes de pasar a su análisis para integración de solución. Se han seleccionado los posicionamientos en VRS y RTK de los receptores de Trimble, por tratarse del mismo modelo de receptor para así poder comparar mejor los resultados únicamente por el tipo de posicionamiento. También el receptor Septentrio de EGNOS. Por otra parte se ha realizado el estudio de los observables de cada aproximación por separado, ya que se van a considerar en todo el análisis como maniobras independientes de aproximación de precisión al aeropuerto.

Aproximación 1

En primer se han analizado los satélites visibles por cada receptor y aunque las antenas de recepción estén situadas a unos centímetros una de otra, las señales de satélites que reciben no son totalmente iguales. Por ejemplo, el receptor Trimble RTK no recibe ninguna señal del satélite 28.

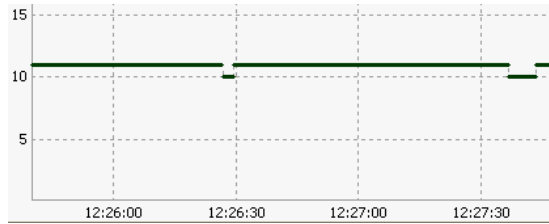


Gráfica 8. Satélites visibles Trimble RTK



Gráfica 9. Satélites visibles Trimble VRS

El número de satélite es sencillamente diferente con más satélites visibles para el receptor Trimble VRS.

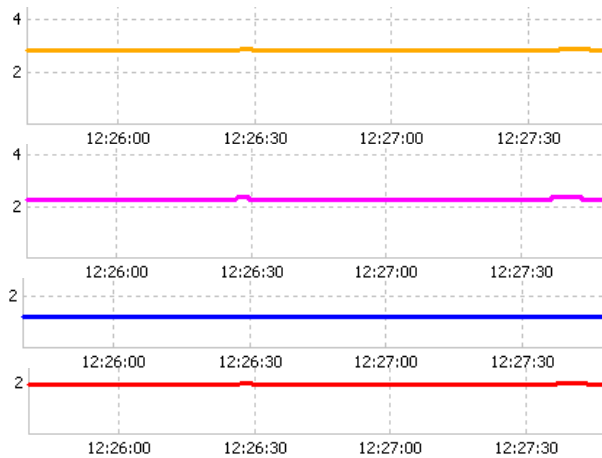


Gráfica 10. Número de Satélites visibles Trimble RTK

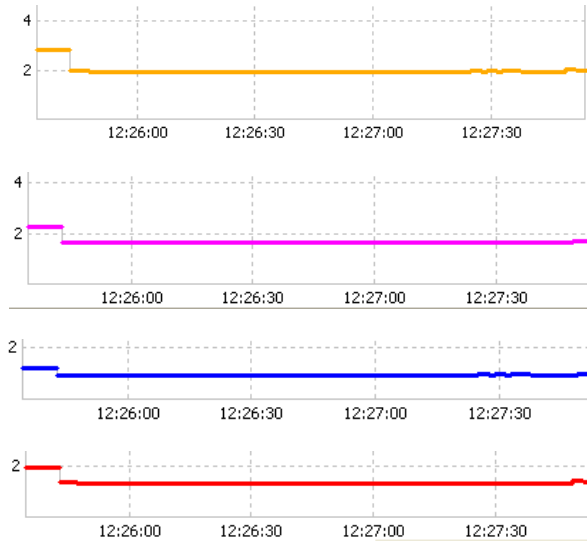


Gráfica 11. Número de Satélites visibles Trimble VRS

Valores del DOP son excelentes en el receptor Trimble VRS con valores de DOP por debajo de 2. El receptor Trimble RTK tiene un GDOP por encima de 2 y bajo 3 durante toda la fase de aproximación. También se puede decir que son buenas cifras para el DOP.



Gráfica 12. GDOP, PDOP, HDOP y VDOP de Trimble RTK

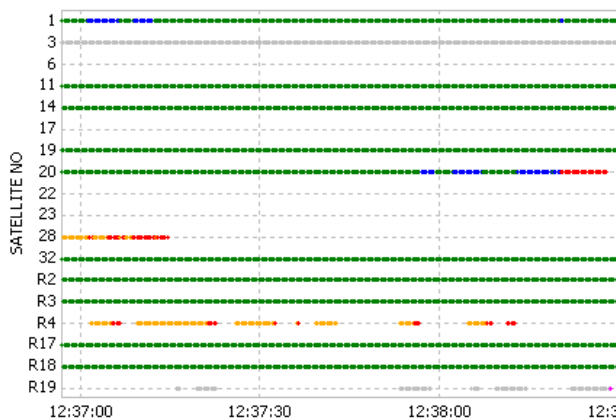


Gráfica 13. GDOP, PDOP, HDOP y VDOP de Trimble VRS

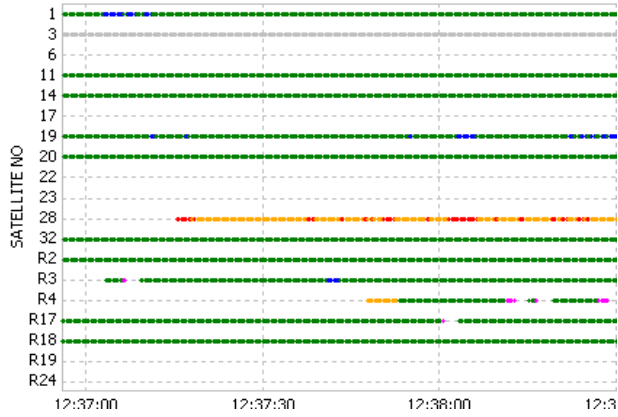
En cambio, para toda la aproximación el número de satélites visibles para el receptor Septentrio de EGNOS (que llamaremos a EGNOS) es de siete. Y tiene excelentes valores de GDOP, HDOP y VDOP se mantienen estables con 1.90/1.10/1.5 respectivamente.

Aproximación 2

El número de satélites visibles durante la segunda aproximación se puede comparar a la primera aproximación. Vemos que el número de satélites varía mucho más debido a los satélites R4 y 28 como se ve en los perfiles en gráficas 14 y 15.

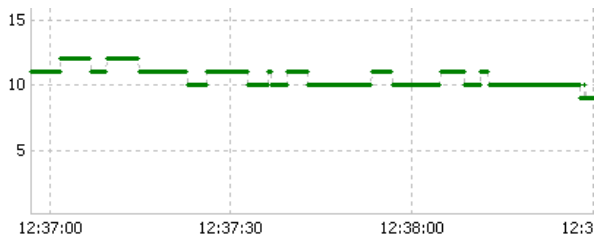


Gráfica 14. Satélites visibles Trimble RTK



Gráfica 15. Satélites visibles Trimble VRS

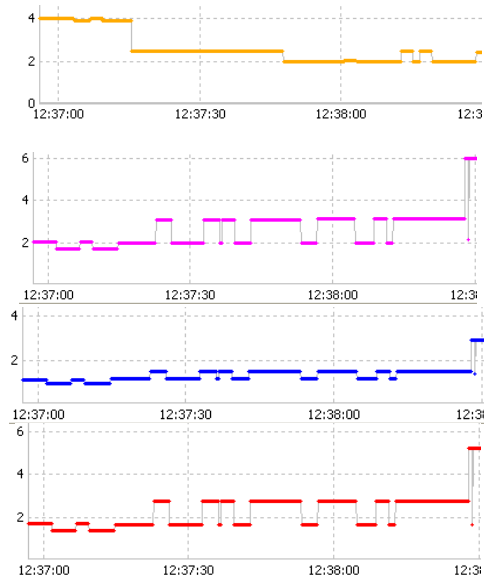
El número de satélites visibles varia más que en la aproximación 1 manteniéndose más satélites visible para el receptor Trimble VRS.



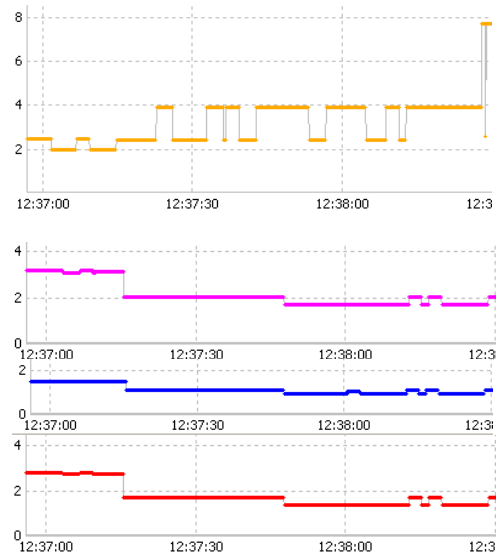
Gráfica 16. Número de Satélites visibles Trimble RTK



Gráfica 17. Número de Satélites visibles Trimble VRS



Gráfica 18. GDOP, PDOP,HDOP y VDOP de Trimble RTK



Gráfica 19. GDOP, PDOP,HDOP y VDOP de Trimble VRS

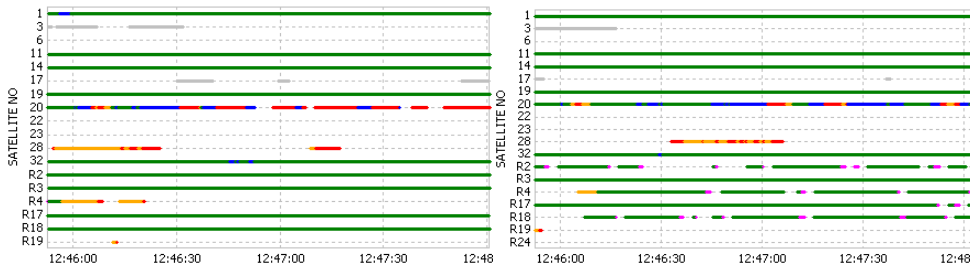
Se puede ver que los valores de GDOP no son tan excelentes como para la primera aproximación. Para el receptor Trimble VRS y receptor Trimble RTK solo el HDOP se mantiene por debajo de 2. Ambos tienen valores de GDOP alcanzando 4 y el primero registra un salto hasta al fin de la fase de aproximación. Se nota una dilución mas fuerte

en vertical para el receptor de RTK que para el receptor VRS. En general, los observables tienen valores de DOP que no son excelentes pero que siempre son buenas y permitan el uso para navegación.

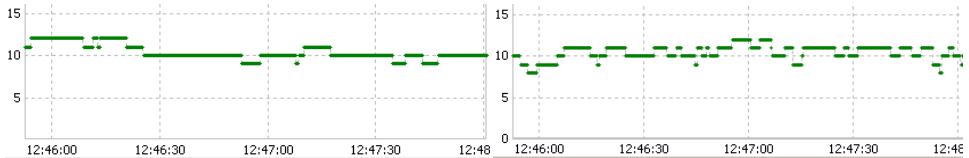
El número de satélites visibles para el receptor EGNOS se mantiene estable con 6 satélites por encima de los 15° con el horizonte. El GDOP, HDOP y VDOP se mantienen estables con valores respectivos : 1.8 , 1.1 y 1.4 .

Aproximación 3

El número de satélites para los Receptores R y V son comparables entre ellos y con la aproximación 2. La calidad de la señal de algunos satélites no es tan buena como se espera (satélite 28, 20).

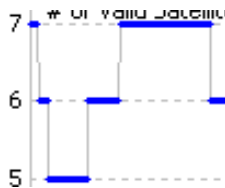


Gráfica 20. Satélites visibles Trimble RTK y VRS respectivamente



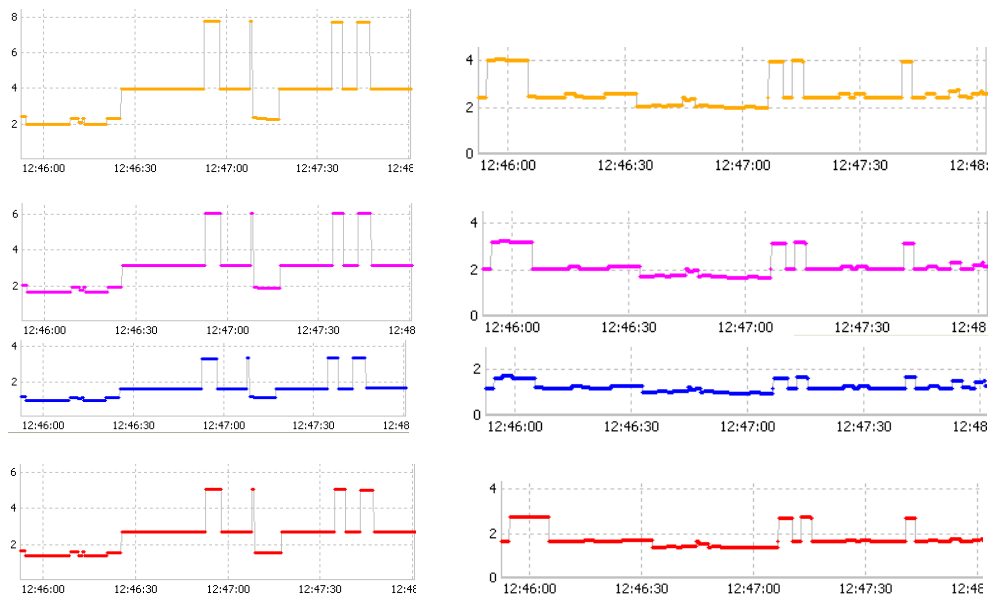
Gráfica 21. Número de Satélites visibles Trimble RTK y VRS respectivamente

El número de satélites visibles para el receptor EGNOS baja hasta 5 durante un periodo corto de tiempo.



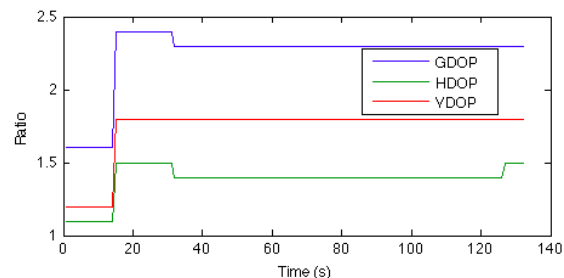
Gráfica 22. Número de Satélites visibles EGNOS

Los valores del DOP indican una degradación en esta aproximación en comparación con las dos primeras. El GDOP del receptor RTK suele alcanzar 8. HDOP y VDOP indican valores encima de 4 para ambos. La geometría de los satélites para el receptor RTK no es tan buena como antes pero con valores por debajo de 10 vamos a procesarlas y se presta atención en la calidad de los resultados.



Gráfica 23. GDOP, PDOP, HDOP y VDOP de Trimble RTK y VRS respectivamente.

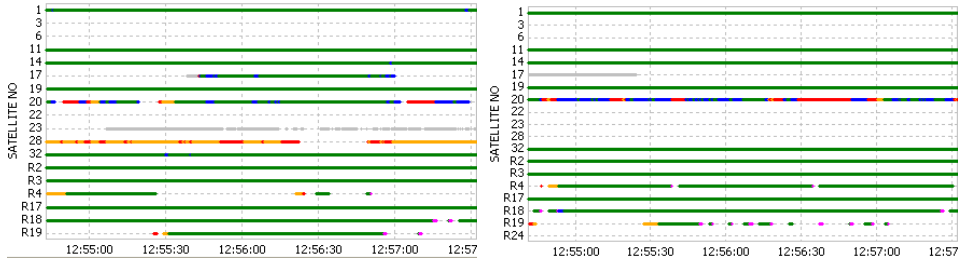
El receptor EGNOS también tiene un salto del GDOP por encima de 2, alcanzando casi 2.5 cuando sólo se tiene 5 satélites visibles. Sin embargo la geometría de los satélites visibles para este receptor queda correcta.



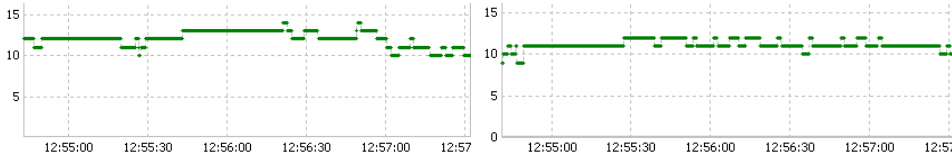
Gráfica 24. GDOP, HDO y VDOP de receptor EGNOS

Aproximación 4

Los números de satélites visibles son comparables con aproximaciones previas. En la gráfica 26 se aprecia que el receptor VRS está tres periodos con menos de 11 satélites. Esto influye en el GDOP como se observa en el gráfico 28.



Gráfica 25. Satélites visibles Trimble RTK y VRS respectivamente



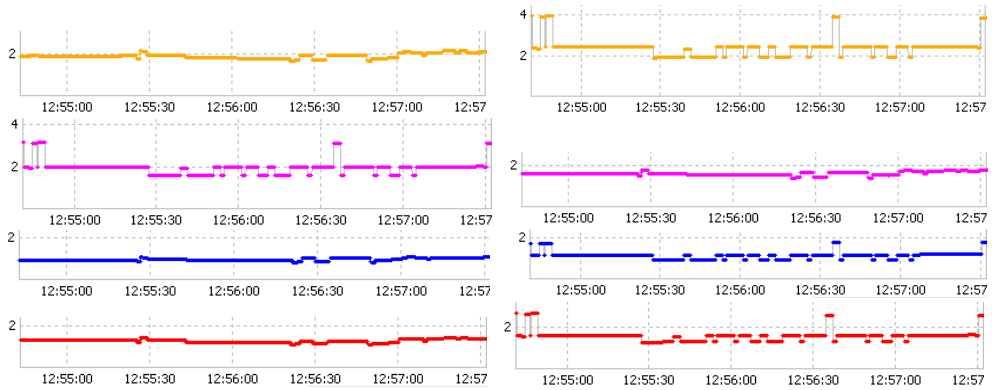
Gráfica 26. Número de Satélites visibles Trimble RTK y VRS respectivamente



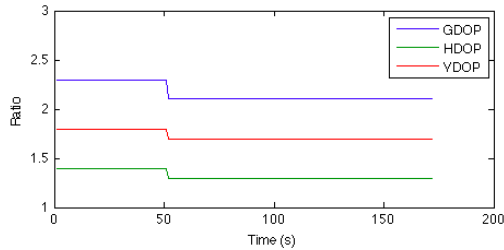
Gráfica 27. Número de Satélites visibles EGNOS

En esta aproximación el receptor de EGNOS está siempre por encima de 6 satélites visibles, lo que mejora claramente el GDOP como se observa en la gráfica 29.

En la gráfica aparece una relación causa efecto en el GDOP cuando el número de satélites está por debajo de 11 para el receptor VRS. Puede ser que el satélite R4 da buena geometría y cuando la señal desaparece se obtiene geometría con menor calidad .



Gráfica 28. GDOP, PDOP, HDOP y VDOP de Trimble RTK y VRS respectivamente.

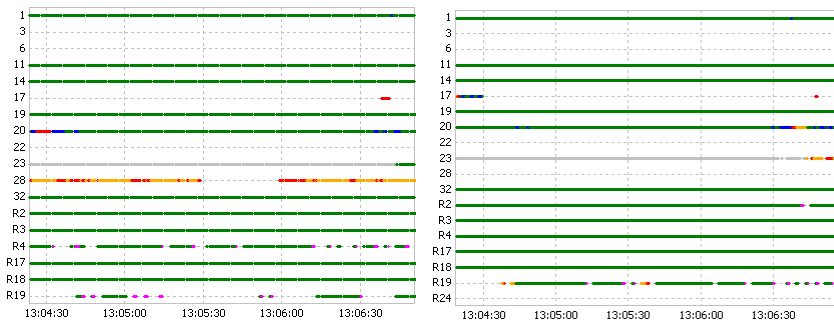


Gráfica 29. GDOP, HDO y VDOP de receptor EGNOS

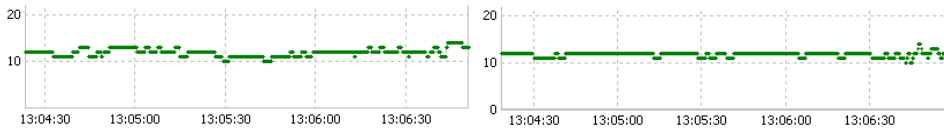
Vemos que PDOP, HDOP, VDOP para los tres receptores dan excelentes valores, por lo que podemos afirmar que los valores de esta fase de aproximación son de excelente calidad.

Aproximación 5

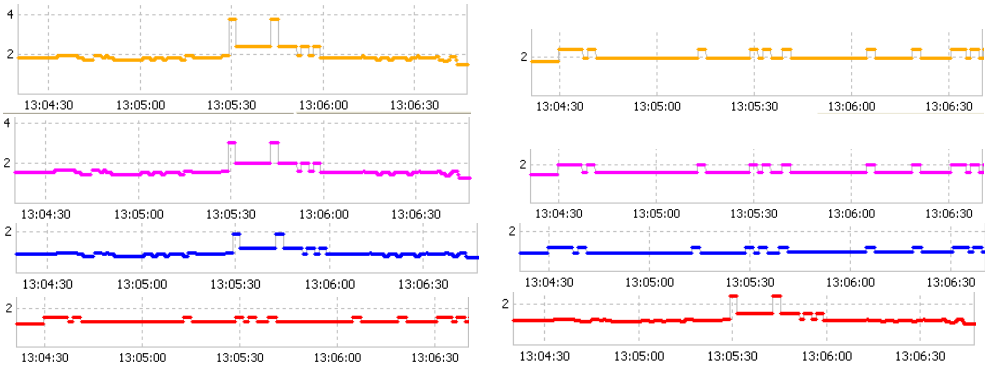
Las observaciones de esta aproximación son excelentes, muy parecidas a la primera. Únicamente los valores de GDOP del receptor RTK tiene valores menores de 4.



Gráfica 30. Satélites visibles Trimble RTK y VRS respectivamente



Gráfica 31. Número de Satélites visibles Trimble RTK y VRS respectivamente



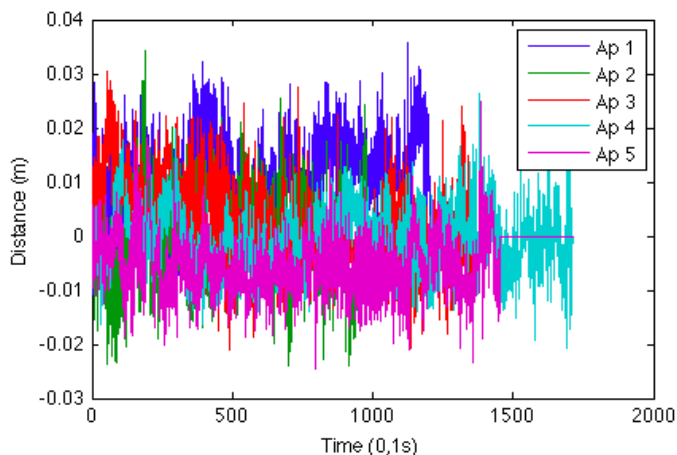
Gráfica 32. GDOP, PDOP, HDOP y VDOP de Trimble RTK y VRS respectivamente.

Como conclusión final, de esta validación inicial de observables podemos procesar todas las observaciones realizadas.

7.3.1. Análisis previo de datos.

7.3.1.1 Error en Distancia entre receptores VRS y RTK de Trimble

En primer lugar vamos a realizar una sencilla comparación entre las distancias calculadas entre los dos receptores y la distancia real conocida, ya que el soporte de antenas se ha realizado calibrado a 20 cm como ya se ha descrito. Los datos obtenidos se reflejan en la gráfica 33, donde puede apreciarse como los errores son del orden de pocos centímetros. Los máximos van de 2.5 a 3.6 centímetros, dependiendo de la aproximación, y los mínimos de -2.5 a -1.3 centímetros.



Gráfica 33. Error de Distancia entre receptores VRS y RTK por aproximaciones

Estos resultados están resumidos en la tabla 27 donde figura en la última fila la dispersión máxima, tanto para cada aproximación como para la totalidad del vuelo. Como es normal la dispersión en la totalidad del vuelo es mucho mayor, triplica a la de una aproximación.

	Vuelo Entero	Ap 1	Ap 2	Ap3	Ap 4	Ap 5
Max (m)	0,0874	0,0359	0,0344	0,0304	0,0262	0,0248
Min (m)	-0,0756	-0,0136	-0,0240	-0,0210	-0,0208	-0,0246
Dispersión(m)	0,1630	0,0495	0,0584	0,0514	0,047	0,0494

Tabla 29. Máximos y mínimos errores en Distancia entre VRS y RTK

Como vemos hay diferencia de error entre la totalidad del vuelo y la media de las aproximaciones por lo que se realiza un estudio del error para cada aproximación pero repartido en las tres categorías que se indican en la siguiente tabla.

Error	Vuelo Entero	Ap 1	Ap 2	Ap3	Ap 4	Ap 5
> 3 cm	4,30 %	0,50 %	0,10 %	0,07 %	0 %	0 %
> 2 cm	11,69 %	13,57 %	2,65 %	3,09 %	0,18 %	0,41 %
> 1cm	39,80 %	53,29 %	30,78 %	26,60 %	12,03 %	24,19 %

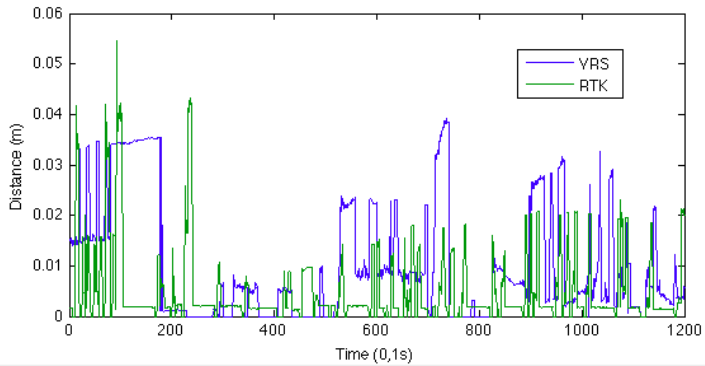
Tabla 30. Errores en Distancia entre VRS y RTK durante vuelo y aproximación

En general, los resultados son mejores en la fase de aproximación que durante el vuelo. Por ejemplo, para errores superiores a 3 centímetros se aprecia que un 4,3% de los valores están por encima mientras que las aproximaciones representan menos de un 1%. Pero la primera aproximación tiene unos resultados peores que las demás ya que un 53.29 % de los errores están por encima de 1cm, incluso más que los del vuelo total con un

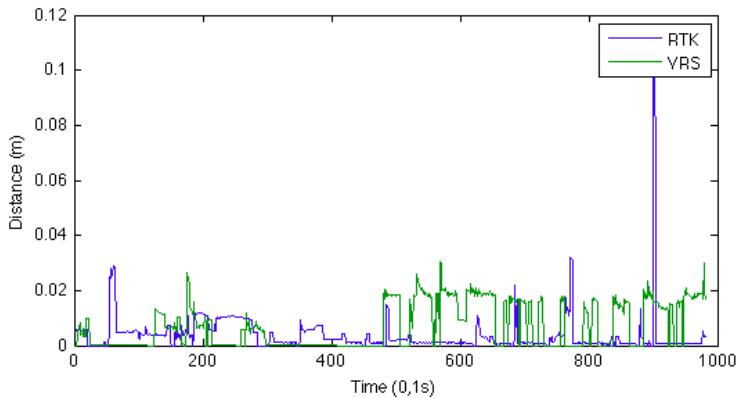
39.80%. Así que en general podemos afirmar que las fases de aproximación tienen mayor precisión que durante el vuelo, cosa que era de esperar ya que la base fija para el receptor RTK se encontraba junto a la zona de aproximación. Una línea base menor garantiza coordenadas más precisas, pero tal y como hemos visto en los datos de la aproximación 1 no existen reglas fijas.

7.3.1.2. Error de Distancia entre Solución en Tiempo Real y Postproceso

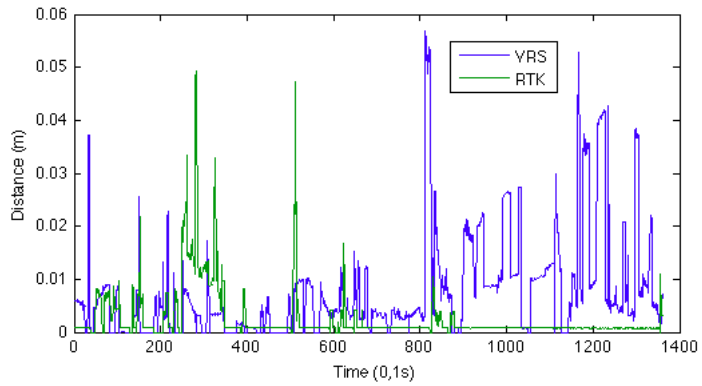
Se ha realizado, para cada aproximación, una comparativa calculando el error de distancia entre las soluciones obtenidas en tiempo real y las soluciones calculadas a posteriori en postproceso. Así, hemos obtenido las siguientes gráficas para cada aproximación, diferenciando entre los dos receptores, VRS ó RTK.



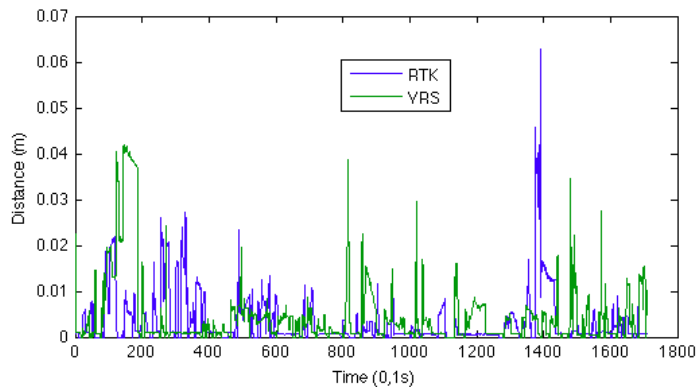
Gráfica 34. Error de Distancia entre Tiempo Real/Postproceso de VRS y RTK. Aprox1



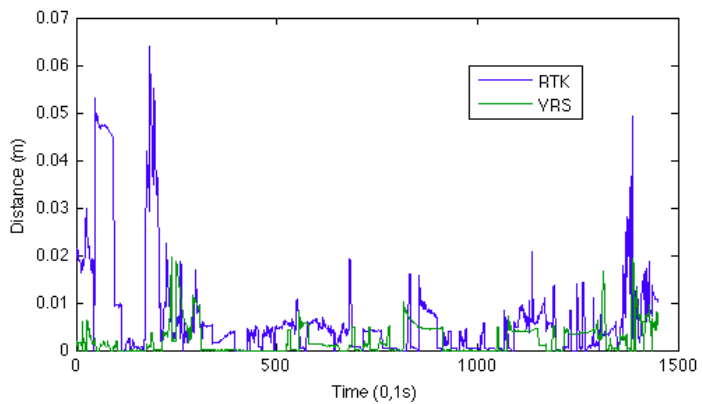
Gráfica 35. Error de Distancia entre Tiempo Real/Postproceso de VRS y RTK. Aprox2



Gráfica 36. Error de Distancia entre Tiempo Real/Postproceso de VRS y RTK.Aprox3



Gráfica 37. Error de Distancia entre Tiempo Real/Postproceso de VRS y RTK.Aprox4



Gráfica 38. Error de Distancia entre Tiempo Real/Postproceso de VRS y RTK.Aprox5

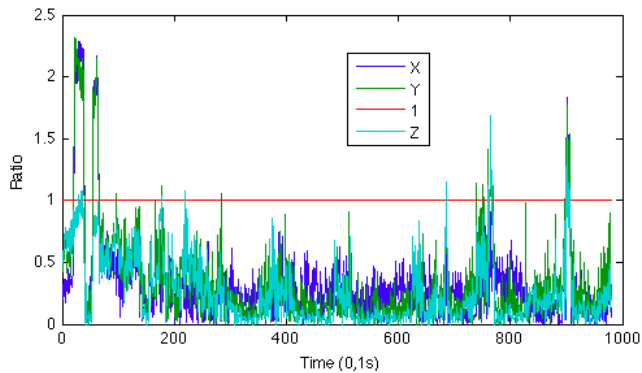
En la aproximación 1 se observa que los errores con los dos receptores tienen similitudes en el tiempo. Aunque al principio los errores de RTK son mayores, hasta 5.5 cm, frente a VRS que queda siempre por debajo de 4cm. Pero el comportamiento no es predecible, ya que en la segunda aproximación el receptor RTK tiene menor error medio pero con un salto de más de 10cm de error en un instante. Con la comparativa estudiada no se puede decir que la solución de un receptor es mejor que la otra, ya que se ve que las fluctuaciones son impredecible.

Finalmente se puede decir que el análisis a partir de la diferencia entre solución en postproceso y tiempo real no indica mejoras en ninguno de los receptores durante la fase de aproximación, cosa que si se había concluido al hacer el estudio anterior de error en distancia.

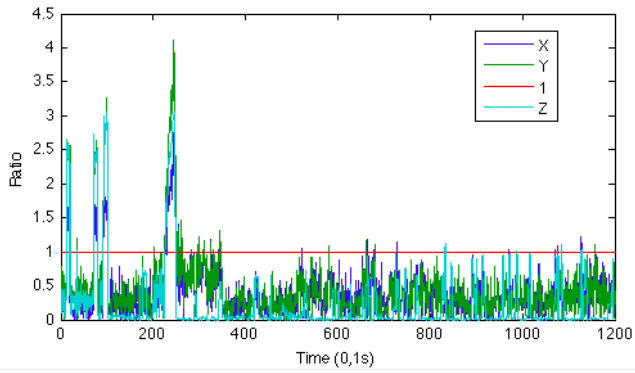
7.3.1.3. Ratio Desviación Estándar y Error Tiempo Real/Postproceso

Considerando que la solución en postproceso es más exacta, la adoptamos como la posición real del receptor. El ratio a calcular es el obtenido para cada error de cada coordenada con respecto a la desviación estándar. Así, si el ratio es superior a 1, significa que el error es superior a la desviación estándar. Luego así se puede valorar la importancia del error, aunque no podremos distinguir que tipo de error es.

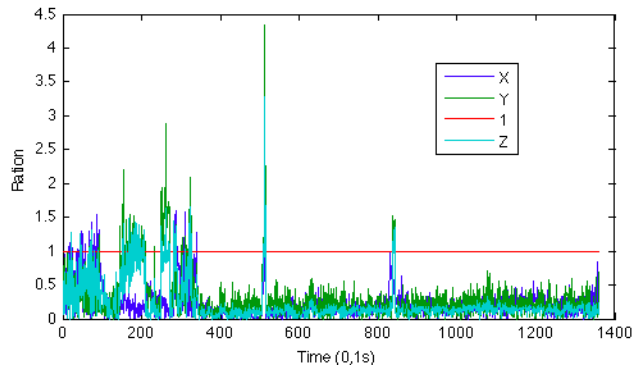
Se ha calculado este ratio para el receptor de RTK, a partir de la solución en Tiempo real y en Postproceso y para cada una de las coordenadas e independientemente para cada aproximación. Los resultados obtenidos se pueden ver en los gráficos siguientes:



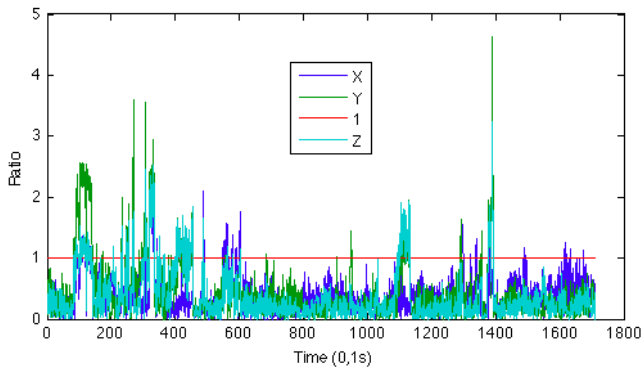
Gráfica 39. Ratio Error en Coordenadas / Desviación estándar (aprox.1)



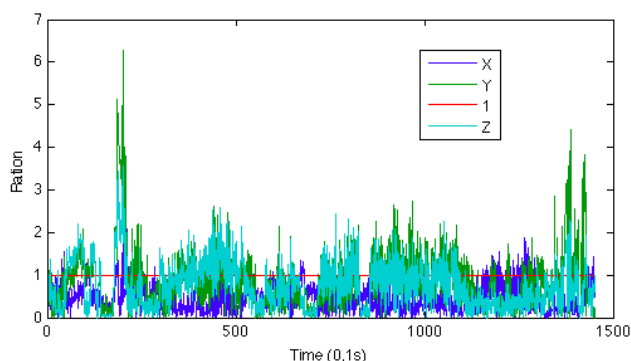
Gráfica 40. Ratio Error en Coordenadas / Desviación estándar (aprox.1)



Gráfica 41. Ratio Error en Coordenadas / Desviación estándar (aprox.1)



Gráfica 42. Ratio Error en Coordenadas / Desviación estándar (aprox.1)



Gráfica 43. Ratio Error en Coordenadas / Desviación estándar (aprox.1)

El ratio es diferente para cada aproximación, pero sí que se observa que normalmente el ratio es menor que 1, aunque con algunos picos., excepto en la aproximación 5 donde prácticamente esta siempre por encima de 1. En la tabla siguiente se ha calculado el porcentaje de valor de ratio por encima de 1 para cada aproximación y para el vuelo entero, siempre diferenciando entre coordenadas. Se observa, como debía de suceder, que los valores son mucho menores en las aproximaciones que en el vuelo completo excepto en la aproximación 5 que como vemos tiene un ratio superior de hasta un 36,87 %.

	Vuelo Entero	Ap 1	Ap 2	Ap3	Ap 4	Ap 5
Este	23,04 %	5,58 %	3,77 %	2,49 %	5,43 %	8,55 %
Norte	25,72 %	5,82 %	4,99 %	6,53 %	10,98 %	36,87 %
Vertical	22,99 %	4,74 %	1,73 %	4,40 %	9,87 %	30,25 %

Tabla 31. Errores en Distancia entre VRS y RTK durante vuelo y aproximación

7.3.2. Conclusiones.

Tras los estudios previos realizados en observables y soluciones podemos concluir diciendo que:

- Para la zona de Aproximación existe gran continuidad, aunque existan saltos durante el vuelo, debido a la perdida de la señal GPRS/UMTS en el caso de VRS, o al no alcance de la señal de la base en tierra en caso de RTK.
- Los valores DOP obtenidos son muy buenos, excepto en aquellos casos donde no los receptores tienen menor número de satélites.

- La posición de los receptores dentro de la cabina del helicóptero ha dificultado que estos obtengan más satélites.

Tal y como sea expresado, el objetivo de esta prueba era el análisis de la continuidad y precisión de los distintos sistemas a estudio. Tal y como se ha descrito, se justifican y mantienen las previsiones de una mayor precisión en los sistemas de correcciones de fase (VRS/RTK) pero en cambio existe una mayor pérdida de la señal, con picos de discontinuidades producidos por el sistema de comunicación usado. Por el contrario, y tal como también era previsible, el sistema EGNOS nos muestra una menor precisión, pero aporta una mayor integridad y disponibilidad debido a su condición de sistema de navegación aérea y una mayor continuidad debido a obtener las correcciones a través de satélites geoestacionarios. Es evidente pues, que ambos sistemas se complementan y que se requiere de la generación de una metodología que permita discriminar y complementar el uso de uno u otro sistema en función de las garantías y fiabilidad que tenga cada uno en el momento de su uso.

Con todos los resultados obtenidos se concluye este apartado de validación de observables tomando la decisión de descartar las observaciones de la aproximación 5, ya que los errores obtenidos para el posicionamiento RTK han sido mucho mayores que en el resto de aproximaciones.

CAPÍTULO 8.

ANÁLISIS DE CALIDAD DEL POSICIONAMIENTO EGNOS/VRS

8.1. OBJETIVO DE LA INVESTIGACIÓN

Como ya se ha descrito en el capítulo anterior se han utilizado cuatro métodos de posicionamiento, de los cuales se va a contrastar la calidad de sus resultados, o lo que es lo mismo, determinar la precisión de las coordenadas obtenidas con cada metodología.

Para ello se dispone de coordenadas de cada posicionamiento tanto en tiempo real como en postproceso. La metodología de nuestra observación ha sido cinemático en tiempo real, ya que es el requisito necesario para posicionamiento en navegación aérea, y se ha realizado el cálculo en postproceso con efemérides precisas para poder determinar la calidad del posicionamiento, pero por supuesto esta última metodología está totalmente descartada en navegación.

Para cada método de observación se ha utilizado una antena independiente, siendo necesaria la utilización de un bastidor como soporte, tal como se ha descrito en el capítulo anterior. Por este motivo existe una separación entre trayectorias que se debe de corregir para determinar la posición central y única de la aeronave.

Como se ha visto en el capítulo 2 los requisitos de posicionamiento para navegación aérea están perfectamente definidos, así como las operaciones de navegación admitidos para cada tipo de posicionamiento. El sistema EGNOS determina actualmente un

posicionamiento con menor precisión, pero el Safety of Life proporciona la continuidad, disponibilidad y fiabilidad necesarias para procedimientos de APV-I.

Por otra parte el sistema VRS tiene unas precisiones muy buenas, siendo válido hasta el nivel de operación de navegación con más requisito de precisión CAT III, pero por el contrario no disponemos de integridad y podemos tener problemas de continuidad y disponibilidad.

El objetivo de esta investigación es obtener un método de posicionamiento cinemático en tiempo real que contenga lo mejor de los anteriores y que en si mejore el sistema EGNOS inicial en precisión. Esta metodología la denominaremos a partir de ahora como EGNOS/VRS. Así, se podrá abordar con esta nueva metodología operaciones de navegación con más precisión.

La observación con RTK se ha utilizado para determinar la calidad de las observaciones realizadas por EGNOS y VRS, en concreto sus coordenadas en postproceso como patrón para definir la trayectoria verdadera o más precisa.

Con la nueva metodología propuesta de EGNOS/VRS se obtiene una alternativa de posicionamiento preciso para categoría III (aunque sin la integridad requerida), hasta ahora cubierto por sistemas ILS en grandes aeropuertos, o los sistemas LAAS propuestos en EEUU. No se pretende con esta metodología sustituirlos, sino poder dotar a las aeronaves de mayor precisión en operaciones o entornos donde no se pueda disponer de los anteriores, bien por no disponer de infraestructuras o por ser muy costosos. Como es el caso de aeródromos, aplicaciones para agricultura de precisión, zonas abiertas en situaciones de emergencia, etc.

8.2. ESTUDIO PRECISIÓN

La precisión de una posición es el grado de conformidad de esa posición con la posición verdadera, así el concepto de precisión se utiliza para medir la exactitud del posicionamiento. Por lo tanto una declaración de la precisión del sistema de navegación no tiene sentido a menos que incluya una declaración de la incertidumbre en la posición [*US Federal Radionavigation 2008*].

Los errores de navegación generalmente siguen una distribución de error conocido y la incertidumbre en la posición pueden ser expresados como la probabilidad de que el error no excederá de una cierta cantidad. Para el posicionamiento hay 3 variantes dependiendo del número de dimensiones que se estén considerando: exactitud unidimensional (utilizado para la exactitud vertical), la precisión bidimensional (utilizado para la precisión horizontal) y la precisión tridimensional (la combinación de precisión horizontal y vertical).

En la literatura y en las especificaciones se pueden encontrar mediciones de precisión como CEP, rms, percentil 67%, percentil 95%, 1 sigma, 2 sigma. Algunas de estas medidas de precisión son promedios, mientras que otros son porcentajes de distribución [Van Diggelen 2007].

- **x Percentil (x% o x-th):** Significa que x% de las posiciones calculadas algún error menor o igual que el valor de precisión. Valores típicos son usadas 50%, 67%, 75% y 95%.
- **Círculo de igual probabilidad (CEP):** Percentil 50%. Significa que el 50% de las posiciones devueltos calculado tiene un error menor o igual que el valor de precisión.
- **Error cuadrático medio (rms):** La raíz cuadrada de la media del error al cuadrado. Esta medición es un promedio, pero suponiendo que el error sigue una distribución normal (que está cerca, pero no es exactamente cierto) que se corresponderá con el percentil 68% en distribuciones unidimensionales y el percentil 63% para bidimensional distribuciones (por ejemplo, error horizontal).
- **x sigma:** 1 sigma corresponde a una desviación estándar sigma y x corresponde a X veces 1 sigma. Suponiendo que las distribuciones normales sigma 1 corresponde a percentil 68% en distribuciones unidimensionales y el percentil 39% para las distribuciones bidimensionales.

Suponiendo distribuciones normales, estas mediciones de precisión se pueden convertir entre sí. Existe una correspondencia entre sigmas y percentiles. Así, tenemos que en unidimensionales sigma 1 se corresponde con 68%; sigma 2 con el 95% y 2.57 con el 99% y que en las bidimensionales a 95% le corresponde sigma 2.45 y a 99% un sigma de 3.03.

8.2.1. Exactitud

En primer lugar se debe de hacer un estudio de la precisión, de cada método de posicionamiento empleado, de forma independiente. Para ello se utilizan las coordenadas obtenidas en tiempo real y las calculadas en post proceso.

Se puede definir la Exactitud como la proximidad al verdadero valor cifrada en un porcentaje de cumplimiento. A partir de las observaciones en tiempo real se obtiene la posición definida por las tres coordenadas (X,Y,Z) que serán nuestras variables. Se toma como verdadero valor las coordenadas de postproceso, por ser el valor conocido más cercano al primero.

Obtendremos tres variables sin más que determinar:

$$\Delta X = X_{post} - X_{t.real}$$

$$\Delta Y = Y_{post} - Y_{t.real}$$

$$\Delta Z = Z_{post} - Z_{t.real}$$

Para este estudio se debe analizar por una parte la exactitud horizontal y por otra la vertical, ya que en la normativa de navegación aérea los requisitos necesarios para cada procedimiento siempre están diferenciados de ésta forma [OACI 2008].

En los errores de las observaciones obtenidos por diferencia de cada observación con su correspondiente posición en postproceso, la exactitud quedaría definida por la media aritmética de los errores y la precisión se determinaría con el error medio cuadrático (RMS) [Bolstad, Gessler et al. 1990].

Además en ésta investigación se han podido realizar 4 aproximaciones independientes, aunque en pequeños periodos de tiempo, por lo que se mantendrá el estudio con esta diferenciación. La situación ideal hubiese sido poder disponer de la aeronave más tiempo, para hacer diferentes grupos de aproximaciones en diferentes épocas. Con esta limitación los resultados obtenidos para cada metodología han sido los siguientes:

-Exactitud de posicionamiento de EGNOS, en metros:

EGNOS	Aprox. 1	Aprox. 2	Aprox. 3	Aprox. 4	MEDIAS
ΔX medio	0.86	0.538	0.395	0.401	0.55
ΔY medio	0.645	0.717	0.516	0.405	0.57
ΔZ medio	0.688	0.502	0.330	0.494	0.50
Exactitud Hz	1.077	0.896	0.649	0.570	0.80
Exactitud V	0.688	0.502	0.330	0.494	0.51
RMS Hz	0.080	0.150	0.117	0.116	0.12
RMS V	0.140	0.161	0.096	0.230	0.16

Tabla 32. Exactitud de EGNOS media y para cada aproximación.

Se debe de recordar que los requisitos de navegación aérea en cuanto a precisión fijan en un 95% la probabilidad de cumplimiento. Por el contrario las exactitudes calculadas en la tabla anterior, tanto horizontales como verticales, son medias por lo que su probabilidad de cumplimiento es del 50%. Ampliando el intervalo de confianza al 95% y 99% tendríamos los siguientes resultados:

$$\text{Exactitud Hz}_{(95\%)} = 1.96 \text{ m}$$

$$\text{Exactitud Hz}_{(99\%)} = 2.43 \text{ m}$$

$$\text{Exactitud V}_{(95\%)} = 1.02 \text{ m}$$

$$\text{Exactitud V}_{(99\%)} = 1.32 \text{ m}$$

-Exactitud de posicionamiento LEICA RTK en metros:

LEICA RTK	Aprox. 1	Aprox. 2	Aprox. 3	Aprox. 4	MEDIAS
ΔX medio	0.022	0.027	0.017	0.015	0.020
ΔY medio	0.021	0.014	0.028	0.031	0.024
ΔZ medio	0.042	0.050	0.050	0.040	0.046
Exactitud Hz	0.031	0.030	0.033	0.035	0.032
Exactitud V	0.042	0.030	0.050	0.040	0.041
RMS Hz	0.009	0.010	0.010	0.007	0.009
RMS V	0.017	0.010	0.020	0.010	0.014

Tabla33. Exactitud de Leica RTK media y para cada aproximación.

Siguiendo el mismo criterio anterior se obtienen las siguientes exactitudes con probabilidad de cumplimiento del 95% y 99%.

$$\text{Exactitud Hz}_{(95\%)} = 0.078 \text{ m} \quad \text{Exactitud Hz}_{(99\%)} = 0.097 \text{ m}$$

$$\text{Exactitud V}_{(95\%)} = 0.082 \text{ m} \quad \text{Exactitud V}_{(99\%)} = 0.105 \text{ m}$$

Si solamente tuviésemos como condicionante la precisión, con este posicionamiento podríamos abordar cualquier categoría de requisito de navegación.

-Exactitud de posicionamiento VRS en metros:

VRS	Aprox. 1	Aprox. 2	Aprox. 3	Aprox. 4	MEDIAS
ΔX medio	0.010	0.020	0.022	0.080	0.033
ΔY medio	0.021	0.013	0.012	0.060	0.026
ΔZ medio	0.080	0.070	0.081	0.130	0.090
Exactitud Hz	0.020	0.025	0.025	0.100	0.043
Exactitud V	0.080	0.070	0.081	0.130	0.090
RMS Hz	0.010	0.015	0.010	0.040	0.019
RMS V	0.035	0.026	0.050	0.090	0.050

Tabla34. Exactitud de VRS media y para cada aproximación.

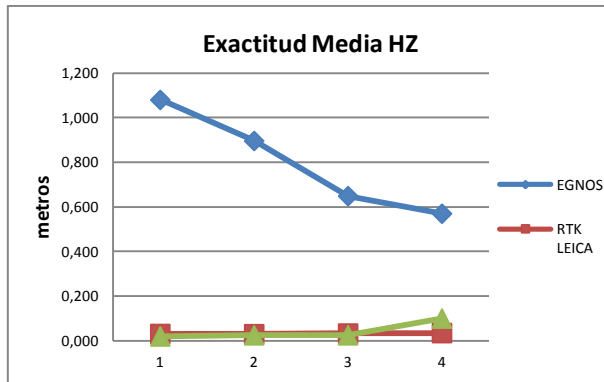
Siguiendo el mismo criterio anterior se han obtenido las siguientes exactitudes con probabilidad de cumplimiento del 95% y 99%.

$$\text{Exactitud Hz}_{(95\%)} = 0.105 \text{ m} \quad \text{Exactitud Hz}_{(99\%)} = 0.130 \text{ m}$$

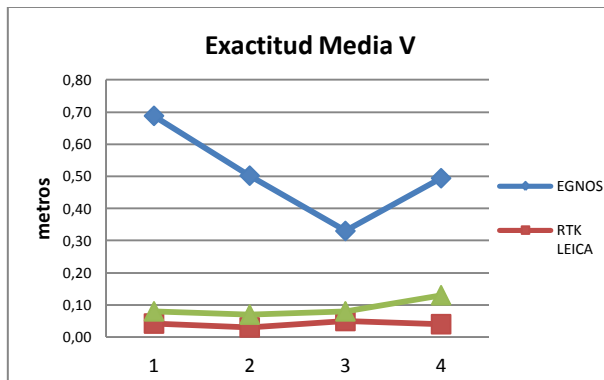
$$\text{Exactitud V}_{(95\%)} = 0.180 \text{ m} \quad \text{Exactitud V}_{(99\%)} = 0.231 \text{ m}$$

Como se puede ver las precisiones obtenidas son más bajas que con la metodología RTK de Leica, pero son significativamente mejores que con posicionamiento de EGNOS.

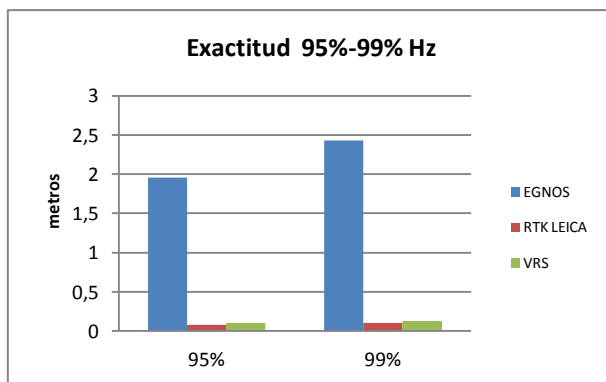
En la gráfica 44 se observa claramente la diferencia de precisión de las tres metodologías. Como se aprecia, la metodología de VRS tiene mucha mejor precisión de posicionamiento que el posicionamiento por EGNOS, por lo que se deduce que para nuestro objetivo de posicionamiento EGNOS/VRS tendremos que trasladar la solución EGNOS a la solución VRS.



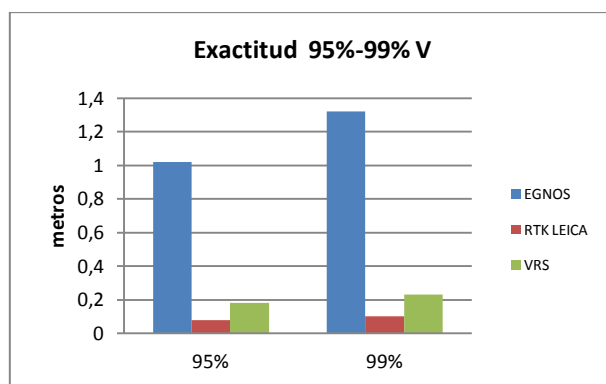
Gráfica 44. Comparativa de Exactitud Horizontal Media.



Gráfica 45. Comparativa de Exactitud Horizontal Media.



Gráfica 46. Comparativa de Exactitud Horizontal 95-99%.



Gráfica 47. Comparativa de Exactitud Vertical 95-99%.

Referente al cuarto tipo de posicionamiento de RTK de Trimble, se ha descartado por ofrecer peores resultados que con RTK Leica, como se analizará, a partir de las precisiones obtenidas con los cálculos en postproceso de cada metodología. Sin duda ha influido que el receptor Leica es de última generación y la señal por radio es más potente. En la experimentación se decidió poner dos observables por RTK para asegurarnos ante posibles fallos, ya que la disponibilidad de la aeronave era limitada. No obstante el disponer de dos observaciones en RTK con receptores de diferentes características también nos facilitaba disponer de datos para posibles estudios posteriores.

Como resultado final de análisis de exactitud, podemos indicar que si conseguimos integrar la solución VRS en el posicionamiento de EGNOS mejoraremos sustancialmente la precisión, lo que nos va a permitir poder llegar a requisitos de navegación con más precisión.

8.2.2. Estudio de Posicionamiento en Postproceso.

Como ya se ha descrito, en la toma de observables se registraron las observaciones en formato RINEX para su posterior tratamiento en postproceso con efemérides precisas. Estos resultados han servido para contrastar en los epígrafes anteriores la Exactitud de las observaciones en tiempo real.

Para poder validar la solución de ésta investigación, posicionamiento EGNOS/VRS, necesitamos un patrón de comparación, o lo que es lo mismo, determinar la posición real en cada observación de la aeronave. Lo que sería su valor verdadero de posicionamiento.

Para determinar este dato se ha realizado un estudio de precisiones de cada uno de los cuatro posicionamientos en su solución de postproceso, diferenciando como siempre para las cuatro aproximaciones y expresando el Error Horizontal y Error Vertical.

Los resultados obtenidos en metros son los que figuran en la siguiente tabla 33. Se ha seguido manteniendo el mismo nombre de identificación para cada grupo de observaciones resueltas en postproceso (EGNOS, VRS, RTK Leica y RTK Trimble) pero por supuesto no se trata de la solución en tiempo de real, sino las observaciones almacenadas por cada receptor independiente en RINEX.

(Rinex)	Aprox. 1 (m)		Aprox. 2 (m)		Aprox. 3 (m)		Aprox. 4 (m)		MEDIAS (m)	
	σHz	σV	σHz	σV	σHz	σV	σHz	σV	σHz	σV
EGNOS	0.051	0.072	0.035	0.055	0.045	0.063	0.043	0.053	0.044	0.061
VRS	0.042	0.081	0.061	0.085	0.081	0.091	0.096	0.15	0.071	0.101
RTK Leica	0.021	0.042	0.023	0.041	0.024	0.036	0.023	0.032	0.023	0.038
RTK Trimble	0.101	0.161	0.045	0.082	0.095	0.113	0.089	0.093	0.083	0.112

Tabla35. Precisiones en postproceso de los diferentes posicionamientos.

La observación calculada en postproceso con más precisión es la almacenada en el receptor de RTK de Leica, por lo que tomaremos los valores obtenidos de coordenadas en esta metodología, como la verdadera posición de la aeronave. Además, es la antena central del soporte especial utilizado, por lo que la posición de las otras antenas difieren en 20 cm.

La observación realizada en el receptor RTK Trimble la descartamos y no la utilizaremos a partir de este momento ya que el error es muy superior a RTK de Leica.

Como se aprecia la observación en receptor Septemtrio (EGNOS) calculada en postproceso tiene muy buena precisión. Mejora mucho los resultados en tiempo real. Esto confirma que con efemérides precisas eliminamos las principales componentes del error en tiempo real (error ionosférico, error troposférico, error de orbitas y error de reloj).

8.3. ESTUDIO DE PRECISIÓN EN TIEMPO REAL

Una vez se toma como posición verdadera la solución en postproceso del receptor utilizado para la metodología RTK Leica, se pasa a calcular la precisión de cada una de los dos posicionamientos que nos interesa EGNOS y VRS por separado. Para ello se realiza el cálculo de cada trayectoria en 3D y el cálculo de la mínima distancia desde la trayectoria a estudiar con la trayectoria verdadera o patrón.

Cada una de las trayectorias se ha definido a partir de los puntos de observación realizados, calculando entre cada punto de posicionamiento consecutivos la ecuación de la recta en el espacio. Una recta en el espacio queda determinada por un punto de ella $A(x_1, y_1, z_1)$ y un vector director $\vec{u} = (a, b, c)$.

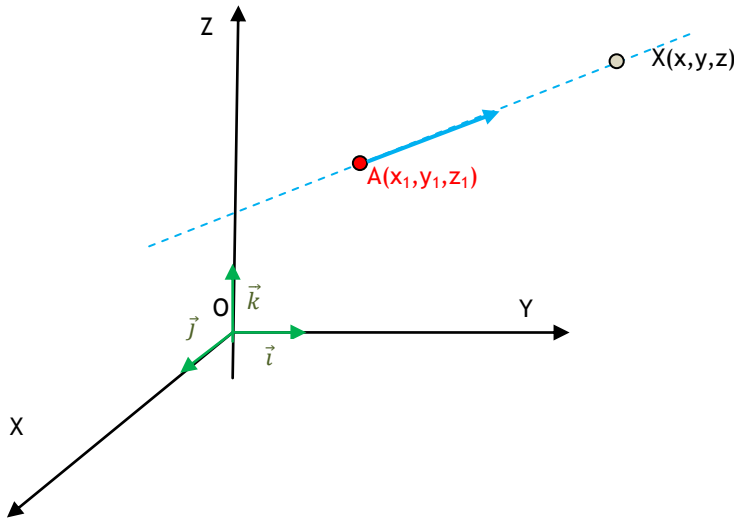


Fig120. Triedro para ecuación de la recta en el espacio [fuente propia].

Utilizaremos la ecuación de la recta expresada de forma continua, calculando previamente los vectores directores.

$$\vec{u} = (a, b, c) = \overrightarrow{AX} [(x_2 - x_1); (y_2 - y_1); (z_2 - z_1)]$$

Ecuación continua:

$$\frac{x - x_1}{a} = \frac{y - y_1}{b} = \frac{z - z_1}{c}$$

De esta forma calcularemos la ecuación de la trayectoria descrita por nuestra observación patrón, para posteriormente calcular la distancia en 3D de cada una de las soluciones, EGNOS Y VRS, a partir del producto escalar obtenido en cada posición.

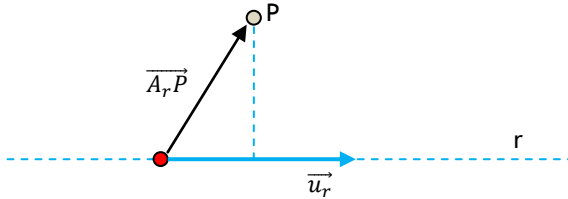


Fig 121. Distancia de un punto a una recta [fuente propia].

Es conocido que la distancia de un punto a una recta en 3D viene definida por:

$$d(P, r) = \frac{|\vec{A_rP} \times \vec{u_r}|}{|\vec{u_r}|}$$

donde:

P : es el punto en un instante dado de método a compara en coordenadas x,y,z. (EGNOS o VRS)

r : es la trayectoria patrón definida en 3D por su ecuación continua.(post. RTK Leica)

Así se realiza el cálculo como sigue:

$$\vec{A_rP} \times \vec{u_r} = \begin{vmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ (x_1 - P_x) & (y_1 - P_y) & (z_1 - P_z) \\ (x_2 - x_1) & (y_2 - y_1) & (z_2 - z_1) \end{vmatrix} = [(A)\vec{i}; (B)\vec{j}; (C)\vec{k}]$$

$$|\vec{A_rP} \times \vec{u_r}| = \sqrt{A^2 + B^2 + C^2}$$

$$|\vec{u_r}| = \sqrt{a^2 + b^2 + c^2}$$

La distancia obtenida se compara con la distancia real entre antenas, que es de 20 cm. Así, sin más que restarla se obtiene la precisión de nuestra medición. Se ha

realizado el cálculo para las dos metodologías a contrastar y los resultados obtenidos están reflejados en los dos epígrafes siguientes.

8.3.1. Precisión en Tiempo Real de EGNOS.

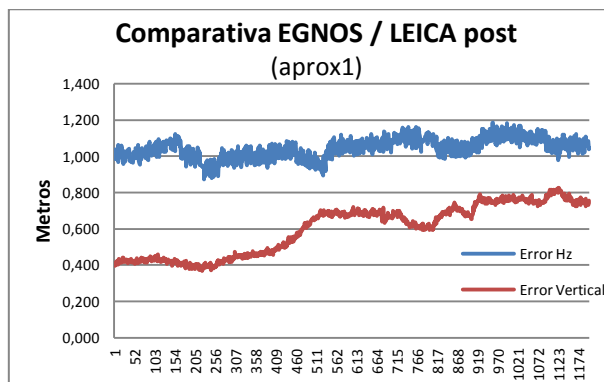
Se ha realizado el estudio para cada aproximación por separado, obteniéndose en el caso más desfavorable diferencia en posición horizontal siempre por debajo de 1.20 metros y en posición vertical por debajo de 0.90 metros, tal como se observa en los siguientes gráficos.

Las observaciones que se han realizado en EGNOS han sido obtenidas en intervalos de 10Hz, exactamente igual que en Leica postproceso, por lo que se ha calculado en este caso los incrementos de posición sin más que calcular la distancia en 3D entre las posiciones obtenidas en el mismo lapso de tiempo, reduciendo posteriormente a incrementos en horizontal y vertical.

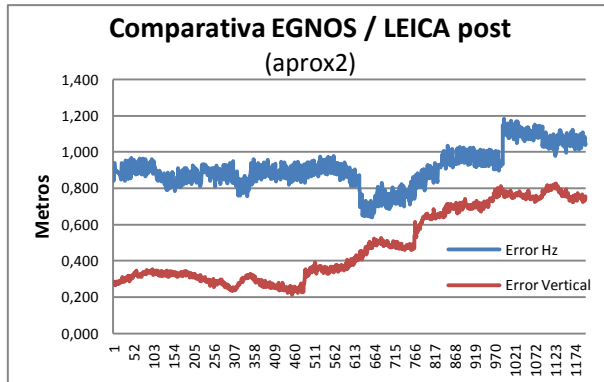
Como se puede observar cada aproximación tiene un número de observaciones diferentes, pero en total se han observado y comparado la coordenadas de un total de 5755 posiciones, con una media por aproximación de 1440 observaciones, lo que representa 2.4 minutos por aproximación.

La velocidad media de la aeronave en la aproximación es de 25 m/s, lo que nos indica la importancia de la perfecta sincronización de tiempos así como de disponer de observaciones de 10Hz.

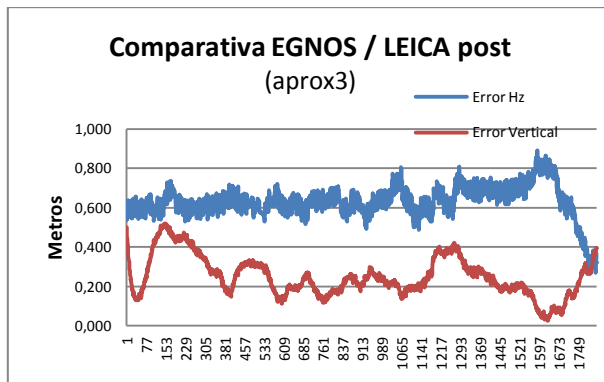
En los siguientes gráficos se representa la precisión de EGNOS a partir del error horizontal de posicionamiento obtenido después de restar la distancia calibrada entre las dos antenas de 20cm, ya que la plataforma porta antenas estaba nivelada sobre el cuadro de instrumentación. Para el error vertical se han restado directamente las altitudes en ambos casos.



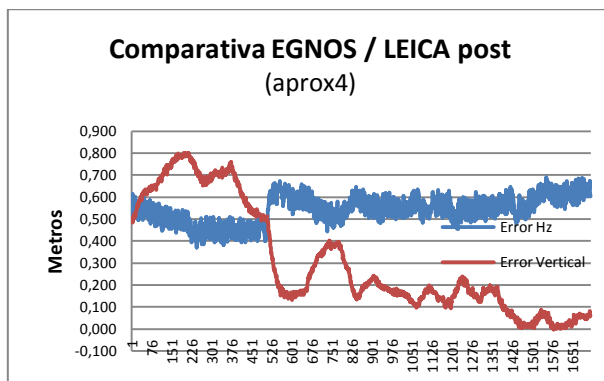
Gráfica 48. Precisión de EGNOS en tiempo real en aproximación 1.



Gráfica 49. Precisión de EGNOS en tiempo real en aproximación 2.

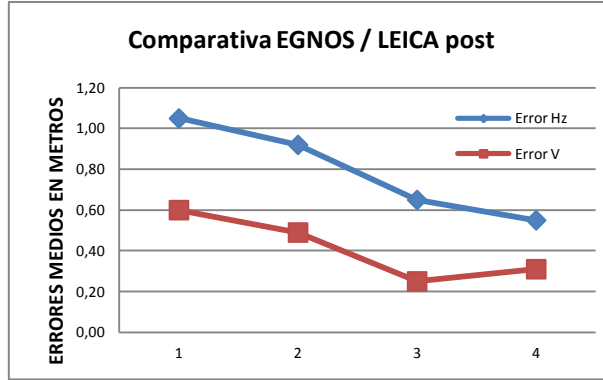


Gráfica 50. Precisión de EGNOS en tiempo real en aproximación 3.



Gráfica 51. Precisión de EGNOS en tiempo real en aproximación 4.

Como se aprecia en los resultados obtenidos el Error horizontal normalmente es mayor que el vertical. Los errores medios obtenidos en el posicionamiento EGNOS en tiempo real para las cuatro aproximaciones se resumen en el gráfico 52.



Gráfica 52. . Precisiones medias de EGNOS por aproximación.

8.3.2. Precisión en Tiempo Real de VRS.

Las observaciones realizadas en este caso son con frecuencia de 1Hz, por lo que se debe de realizar el cálculo del incremento de coordenadas de cada posición a comparar entre Leica postproceso y VRS con diferente intervalo de tiempo. En principio se puede pensar en obtener únicamente Leica post. a 1Hz, pero así obtendríamos una comparativa diferente al caso anterior con EGNOS, por lo que se ha decidido mantener las posiciones de nuestro patrón de Leica postproceso exactamente igual con 10Hz. Además vista la velocidad de la aeronave ya hemos mencionado la importancia de disponer de observaciones con la mayor frecuencia posible.

El gráfico resumen de las dos trayectorias a comparar será del siguiente tipo:

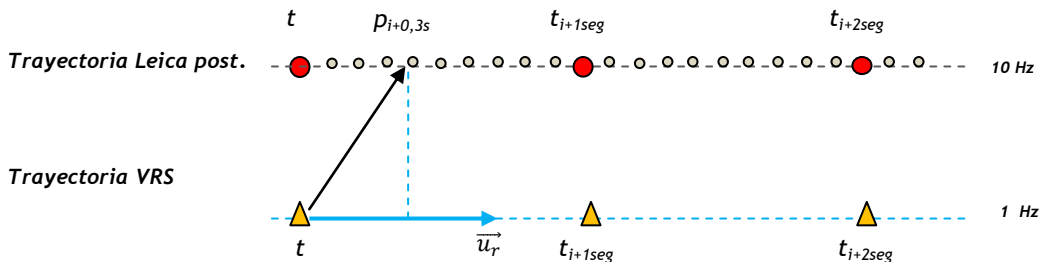
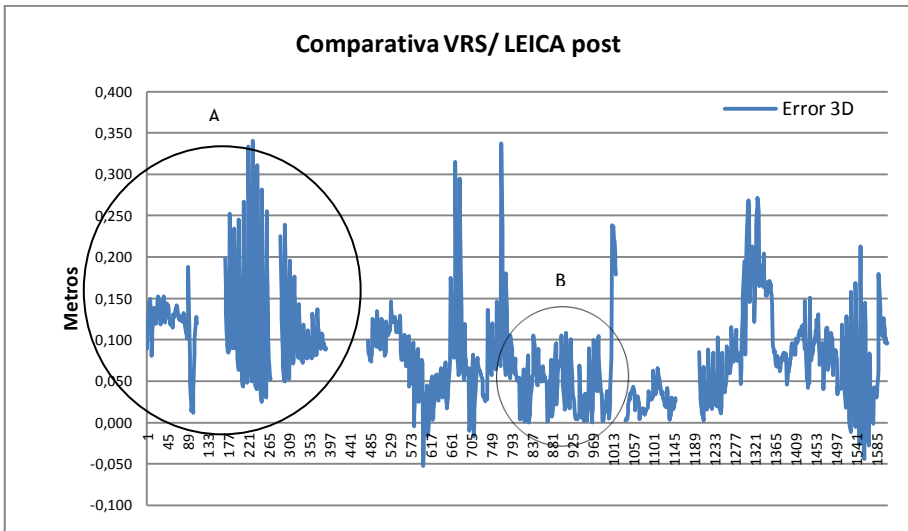


Fig 122. Esquema de trayectorias de posicionamiento [fuente propia].

Así, sin más que calcular cada uno de los vectores directores de la trayectoria VRS se calcula la mínima distancia en 3D, tal y como ya se ha descrito en apartados anteriores, desde cada una de las posiciones definidas por el patrón (p_i), que queden dentro del intervalo de tiempo de 1 Hz de cada vector director.

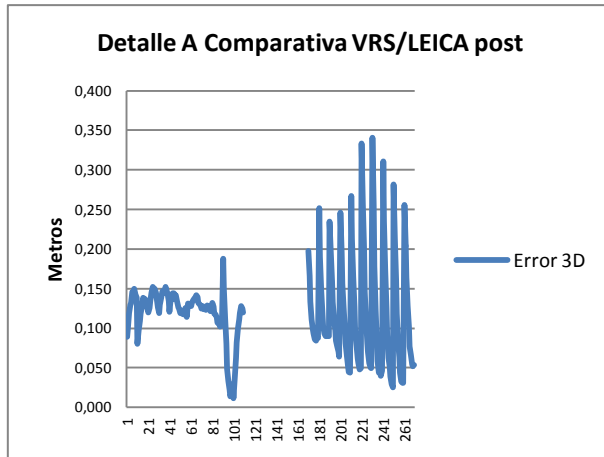
Los resultados obtenidos en una de las aproximaciones del error en 3D se representan en el siguiente gráfico.



Gráfica 53. Error en 3D de metodología VRS.

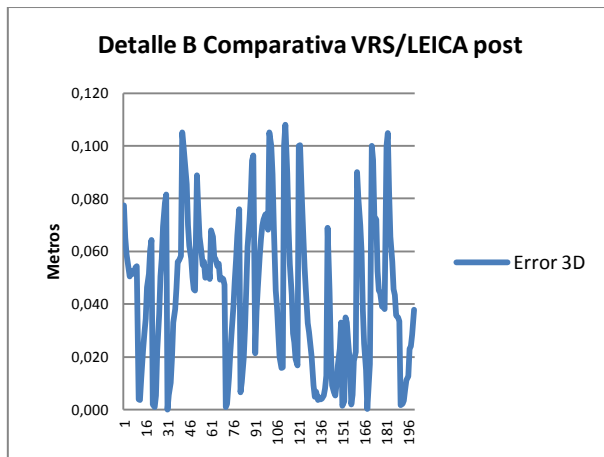
Como se puede ver en los resultados de la aproximación el error en algunas zonas es muy variable y en otras permanece con menos variaciones y de acuerdo con las precisiones que se podía esperar de esta metodología. Se observan las discontinuidades por falta de solución de la metodología VRS, lo cual es un problema importante que tiene esta metodología de posicionamiento, ya que es un requisito importante para navegación aérea.

En las siguientes gráficas de detalle la variación es significativa y repetitiva en dientes de sierra, lo que indica falta de homogeneidad en los resultados. Pasando de errores de unos pocos centímetros, 5cm acordes a lo que se espera de este tipo de posicionamiento, a errores de más de 30 cm. Aun así los errores obtenidos son mejores, en principio, que por la metodología EGNOS.



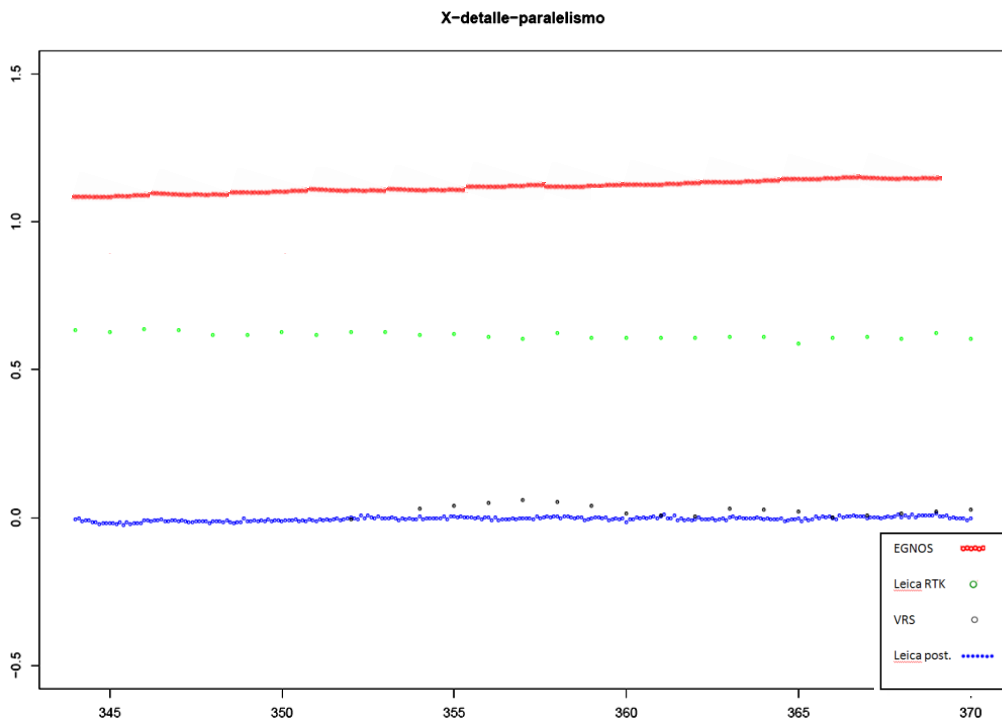
Gráfica 54. Detalle de discontinuidad en metodología VRS.

Por otra parte hay zonas de la trayectoria donde el error se comporta tal y como se podía esperar en esta metodología de VRS, como se aprecia en la gráfica 55 de detalle. Con errores por debajo del decímetro, aunque manteniendo los dientes de sierra.

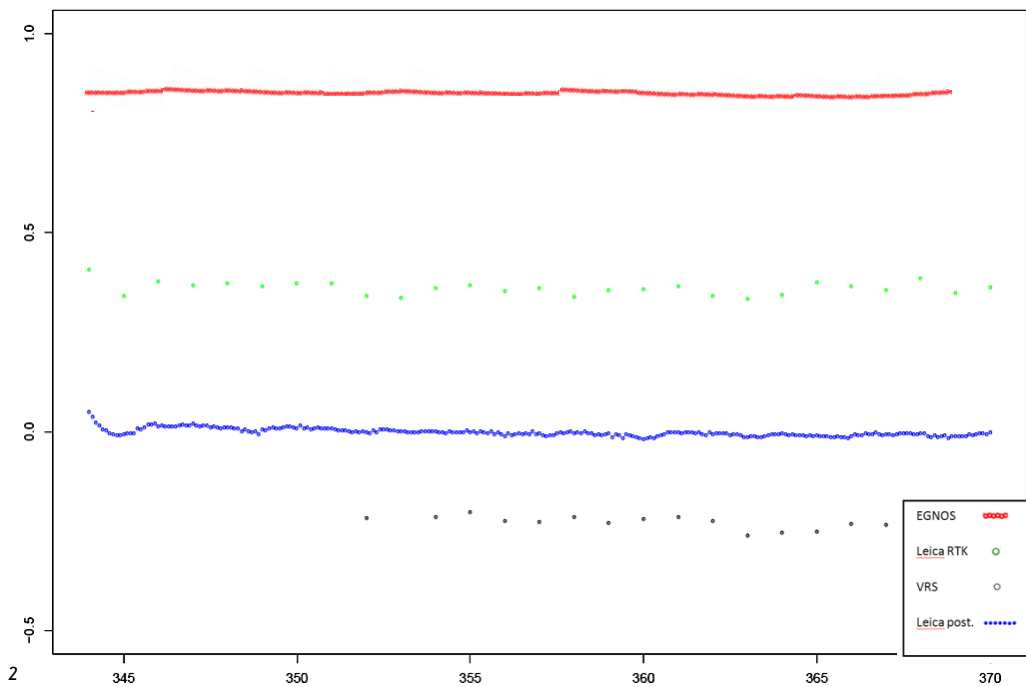


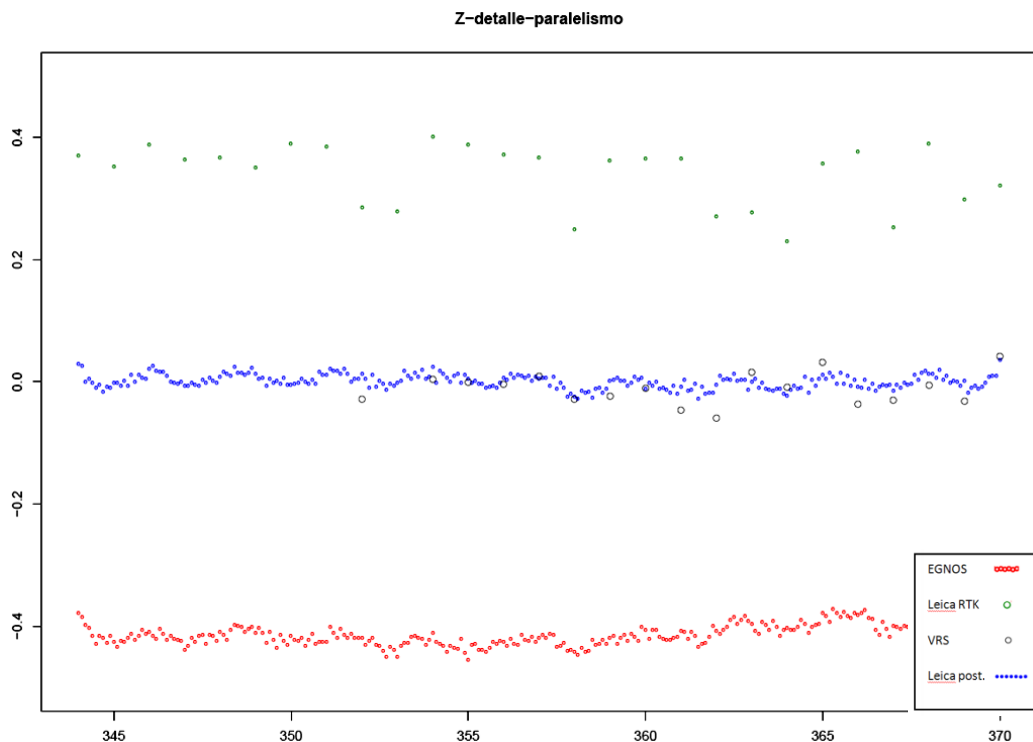
Gráfica 55. Gráfico. Detalle del Error en 3D de metodología VRS,

Este resultado se repite en las demás aproximaciones, por lo que podemos tener un problema en las observaciones. Además ya se ha observado que tenemos pérdidas de solución en esta metodología. Para analizar el problema se ha realizado un estudio de paralelismo de trayectorias y el resultado ha sido satisfactorio, como se puede ver en las siguientes gráficas. En ellas se representa la variación de las tres coordenadas de posicionamiento, por separado, con respecto a la trayectoria de patrón de Leica postproceso.



Gráfica 56. Variación de coordenada X e Y para estudio de paralelismo.





Gráfica 57. Variación de coordenada Z para estudio de paralelismo.

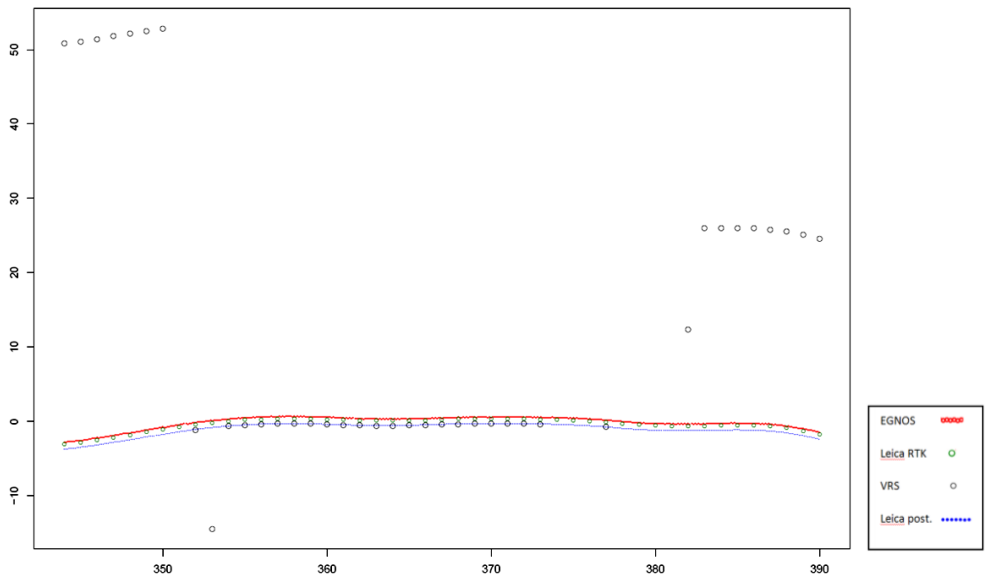
Se aprecia como las trayectorias son paralelas con las variaciones propias del diferente error de cada posicionamiento. La trayectoria de EGNOS es la que presenta el mayor error de posición, pero mantiene el paralelismo perfectamente.

La trayectoria de Leica RTK se ha desplazado para poder apreciar mejor la de VRS, mantiene el paralelismo, pero el error no está entorno a 50 cm como aparece en el gráfico, como ya comprobamos en el apartado 8.2.1.

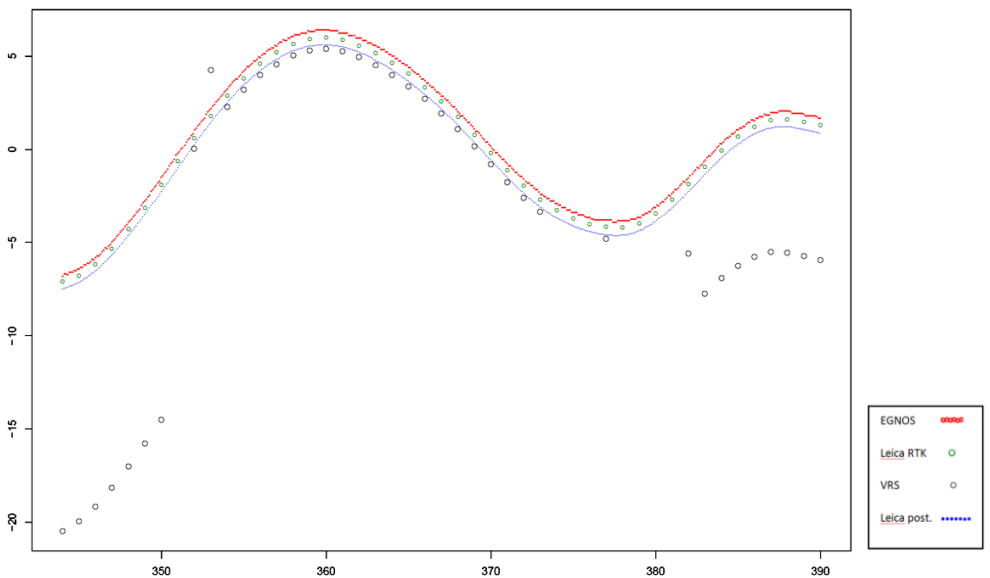
La trayectoria de VRS mantiene también el paralelismo, aunque con discontinuidades por la falta de solución.

Por otra parte se ha realizado una comprobación de la variación de las diferentes coordenadas con respecto al patrón de medida, que es el tiempo. Los resultados han sido claros ya que la variación de coordenadas no es constante, por lo que se tiene un problema o desfase de tiempos entre las diferentes metodologías. Probablemente por un retardo diferente de propagación de correcciones.

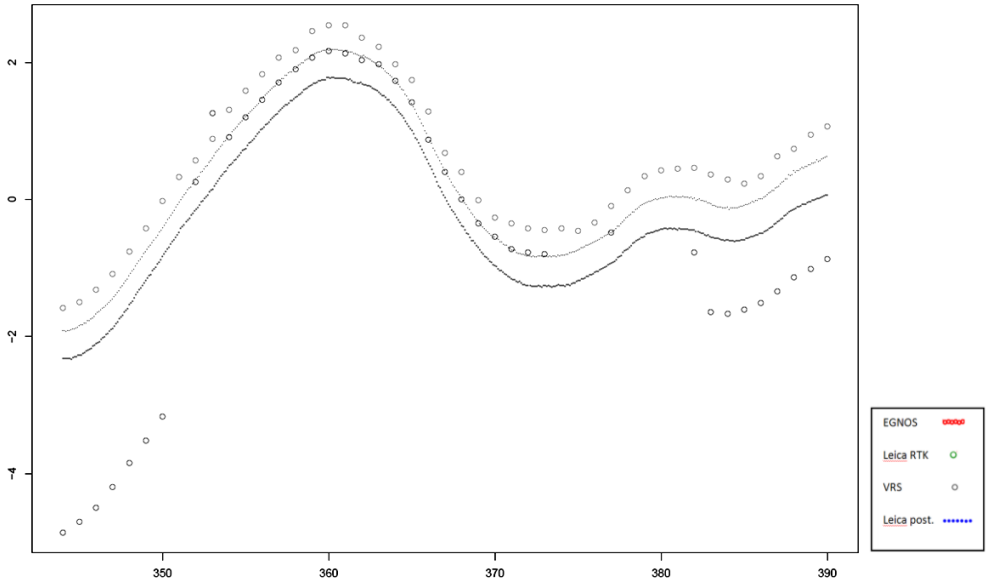
En las gráficas 58,59 y 60 se aprecia claramente como los resultados de EGNOS y LEICA rtk no hay problemas, pero si en los resultados de la metodología VRS.



Gráfica 58. Variación de coordenada X respecto al tiempo de observación.



Gráfica 59. Variación de coordenada Y respecto al tiempo de observación.



Gráfica 60. Variación de coordenada Z respecto al tiempo de observación.

Esto justifica el problema detectado en resultados obtenidos en la comparativa de VRS/LEICA post, ya que el punto (p_i) considerábamos que estaba entre los intervalos de tiempo a partir de los cuales calculamos el vector director, cosa que no siempre será cierta si tenemos un desfase de tiempos entre las diferentes señales. En el siguiente gráfico podemos ver cuál será el efecto del desfase de tiempos entre trayectorias.

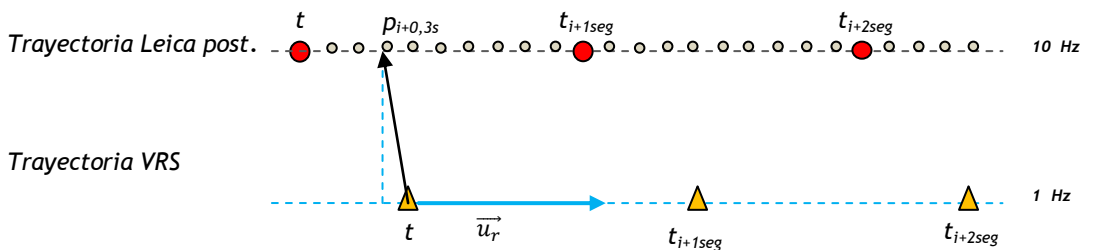


Fig 123. Esquema de trayectorias de posicionamiento con desfase de tiempo.[fuente propia]

Dados estos resultados se debe de utilizar una metodología de integración de señal de EGNOS/VRS independiente del tiempo, pues como ya se ha observado hay un pequeño desfase de tiempos. Sin embargo en éste caso de observación cinemática en tiempo real y con una aeronave con velocidad de 25 m/s, se produce un error inaceptable, como veremos en el apartado siguiente.

8.4. INTEGRACIÓN DE SOLUCIÓN EGNOS Y VRS.

El objetivo, ya descrito, es obtener un posicionamiento integrado de estas dos soluciones que llamaremos solución EGNOS/VRS. Como ya se ha visto en los resultados anteriores la precisión de la metodología VRS es mejor aunque por otra parte tiene perdidas de solución que nos descarta este tipo de posicionamiento para navegación aérea por sí sola. El objetivo será por tanto obtener una nueva solución integrada que tenga lo mejor de ambas metodologías.

En primer lugar se ha efectuado una traslación de la señal con menos precisión, en este caso EGNOS, a la de mejor precisión de VRS. Para ello se aplica una transformación de coordenadas en 3D realizándose el siguiente cálculo matricial para cada posicionamiento.

La transformación va a contener únicamente una traslación, por lo que la traslación de un punto de posicionamiento $P_i = (x,y,z)$ quedará indicada como:

$$P_i' = (x',y',z') = (x,y,z) * T$$

donde T es la matriz de traslación en 3D $T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ tx & ty & tz \end{bmatrix}$

8.4.1. Traslación de posicionamiento EGNOS a VRS

En éste caso la transformación se aplica a cada punto de posicionamiento obtenido por EGNOS. Pero como el posicionamiento de VRS está con frecuencia de 1Hz, hay que calcular y aplicar una única traslación para los 10 posicionamientos de EGNOS que hay dentro de 1 Hz.

Para realizar el cálculo únicamente se determinar para cada posición de VRS el vector de traslación $T_i=(tx,ty,tz)$, que se ha obtenido sin más que calcular el incremento de coordenadas entre ambas metodologías para un tiempo de posicionamiento.

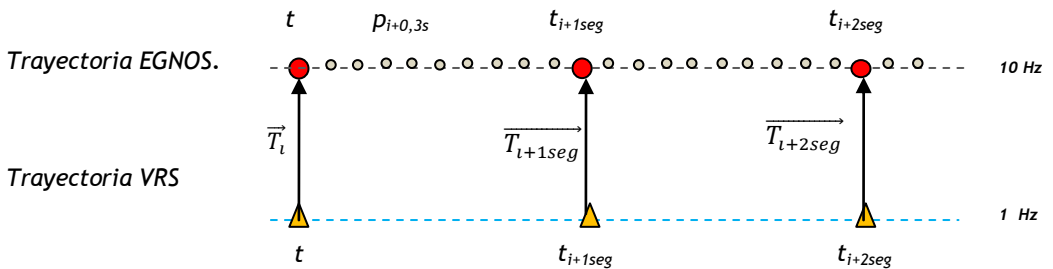
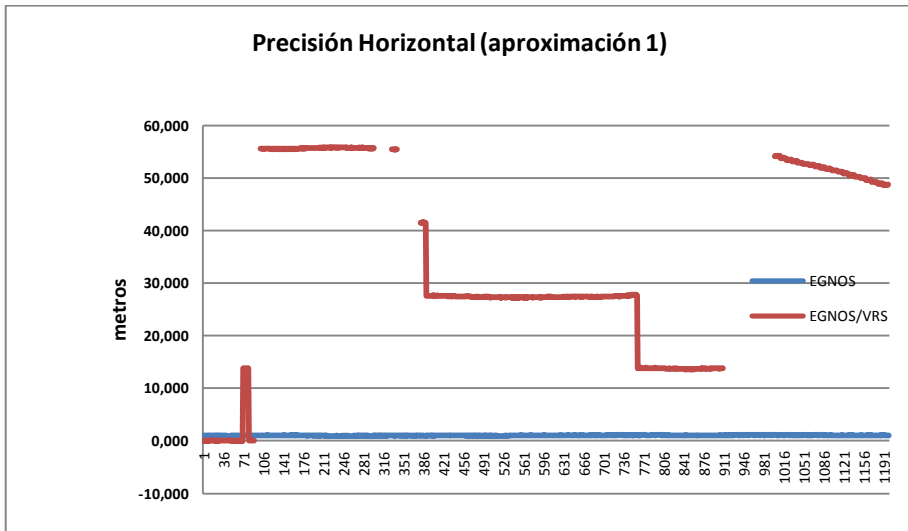


Fig 124. Esquema de Traslación de trayectorias [fuente propia].

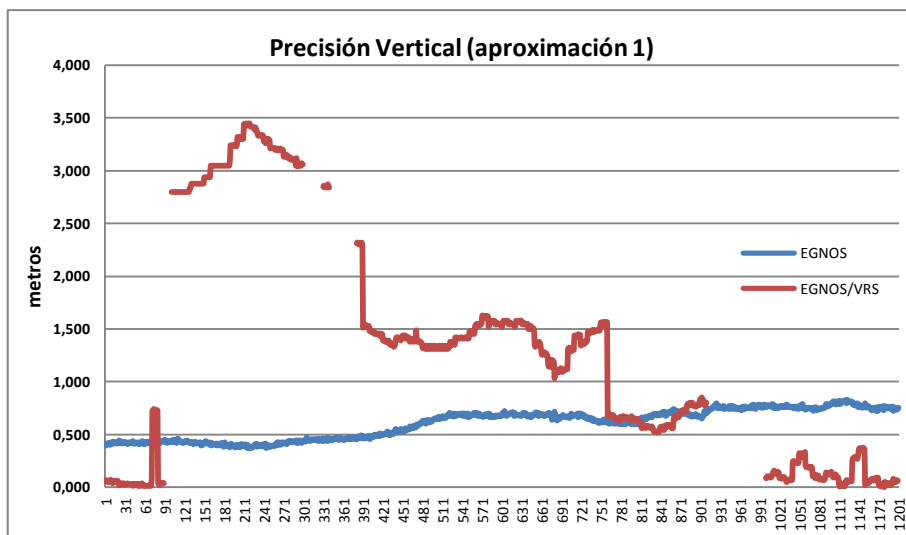
El resultado obtenido en tiempo real se aplica a todas las observaciones de EGNOS, de $[t_i; t_{i+9Hz}]$, repitiendo el proceso de cálculo para cada posicionamiento en tiempo VRS.

Posteriormente para validar los resultados obtenidos se determina la precisión del nuevo método de posicionamiento EGNOS/VRS sin más que hacer una comparativa de este con el posicionamiento de Leica en postproceso, verdadero valor, tal y como se ha realizado en el apartado 8.3.1.

Los resultados obtenidos para la aproximación 1 se reflejan en los siguientes gráficos. En azul está la solución de posicionamiento en tiempo real de EGNOS y en rojo la solución del posicionamiento de ésta investigación EGNOS/VRS después de realizar la traslación de la solución EGNOS en tiempo real a VRS en tiempo real y posterior comparación con el patrón de posicionamiento verdadero.



Gráfica 61. Precisión horizontal de EGNOS/VRS con desfase de tiempo.



Gráfica 62. Precisión vertical de EGNOS/VRS con desfase de tiempo.

Los resultados de la precisión obtenida del posicionamiento EGNOS/VRS no son los esperados. Obsérvese en el gráfico de precisión horizontal como la precisión inicial es buena, pero rápidamente se dispara llegando a errores por encima de 50 metros. Además se observa claramente como hay un error sistemático, que cambia en valor normalmente cuando hay una pérdida de solución. Sin duda, el error producido por desfase de tiempos ya comentado.

Se aprecia al inicio de la aproximación sobre la observación nº 85 como hay un salto de error de unos 14 metros, que es el resultado de tener un desfase en tiempos de 10Hz. Respecto a la precisión vertical el comportamiento es similar y coinciden los saltos en la gráfica con los horizontales, por lo que su origen es el mismo desfase de tiempos.

Esto vuelve a demostrar que tal y como hemos realizado la integración inicial de las dos señales a partir del tiempo no produce resultados satisfactorios. La desincronización de los tiempos entre la metodología de EGNOS y VRS no permite obtener resultados válidos en tiempo real para nuestros requisitos de precisión en aeronavegación de precisión.

Debemos que idear otra metodología para determinar el vector de traslación, para lo cual se parte del estudio de paralelismo de las trayectorias, con resultados satisfactorias, así como de la variación de las coordenadas de las trayectorias independientemente del tiempo de observación.

8.4.2. Determinación de Traslación por trayectorias.

Una vez vistas las trayectorias de cada posicionamiento y comparadas con el patrón de Leica post, cada trayectoria lleva implícito su error de posicionamiento. Ya se ha realizado el estudio de precisiones de cada posicionamiento por separado, por lo que estamos en condiciones de cifrar un error medio de cada posicionamiento para cada metodología.

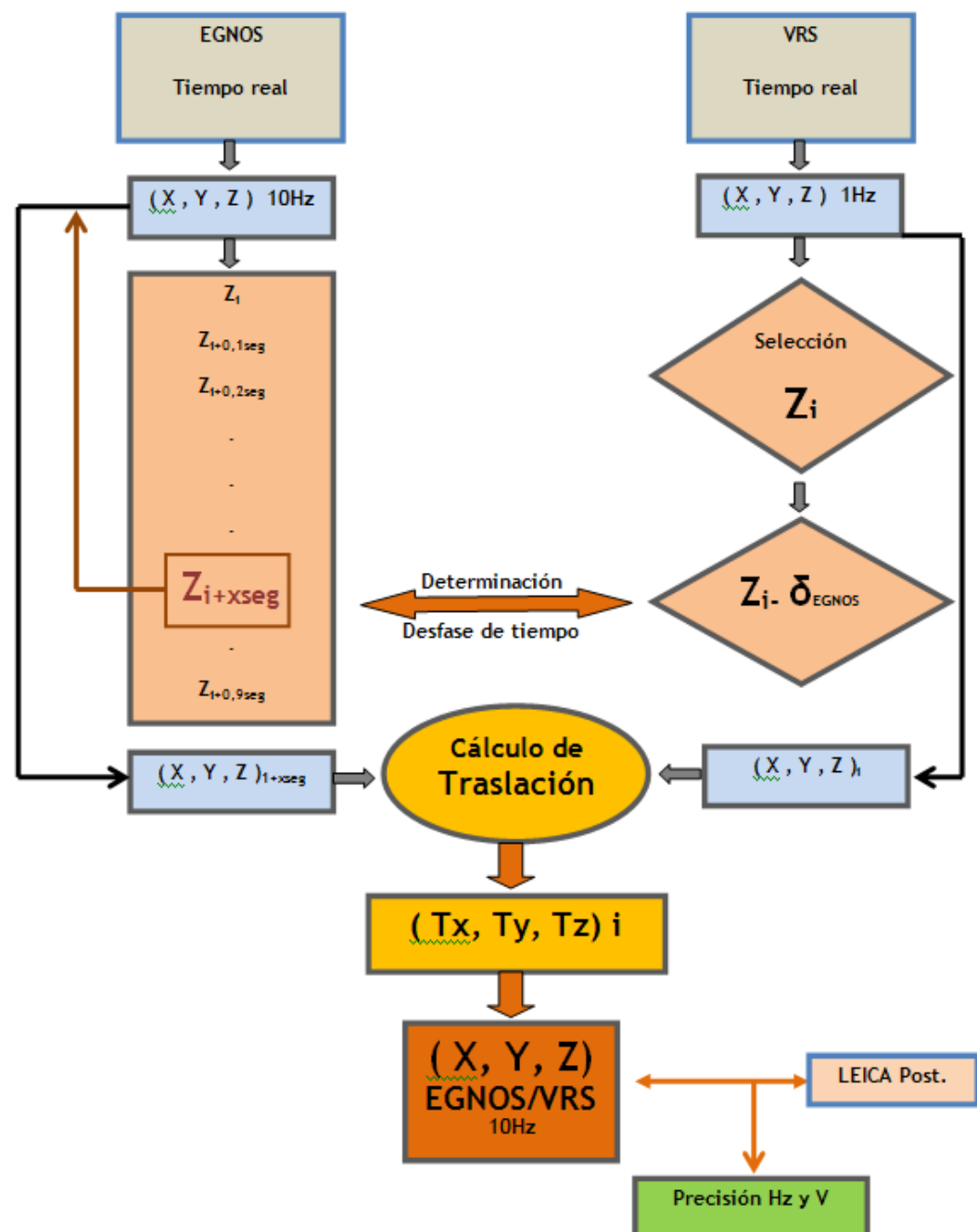
El soporte de observación donde se integran las diferentes antenas está situado horizontalmente en la aeronave, además se está analizando la maniobra de aproximación final, que es la que requiere de mayor precisión y se realiza con la nave horizontalizada. Por esto, se puede afirmar que la verdadera posición que cada una de las antenas tiene, si no una cota idéntica, sí muy próxima. Luego la coordenada Z de las soluciones de posicionamiento debía ser la misma si las dos metodologías a estudiar tuviesen la misma precisión.

El algoritmo que proponemos es el siguiente:

1. Partir de la coordenada Z de un posicionamiento en VRS en tiempo real.
2. Corregir la coordenada Z de VRS del error medio de posicionamiento de EGNOS.
3. Comparativa de Z de VRS corregida con Z obtenidas de EGNOS en tiempo real.
4. Determinar posición con menos incremento de cota VRS corregida con EGNOS tiempo real.
5. Determinar el desfase de tiempos de ambas soluciones de posicionamiento.
6. Calcular los parámetros de traslación entre EGNOS y VRS en el tiempo de esa posición.
7. Aplicar los parámetros de traslación a las posiciones en tiempo real de EGNOS.
8. Tomar la siguiente posición de VRS.
9. Repetir 2,3,4,5,6,y 7, hasta final de trayectoria.

Finalmente para validar los resultados obtenidos con esta nueva metodología de integración para EGNOS/VRS se calcula la precisión a partir del patrón de Leica postproceso. Si los resultados obtenidos fuesen satisfactorios se podría afirmar que se ha mejorado la precisión del posicionamiento inicial de EGNOS.

Los detalles de los cálculos realizados se resumen en el siguiente esquema del algoritmo.



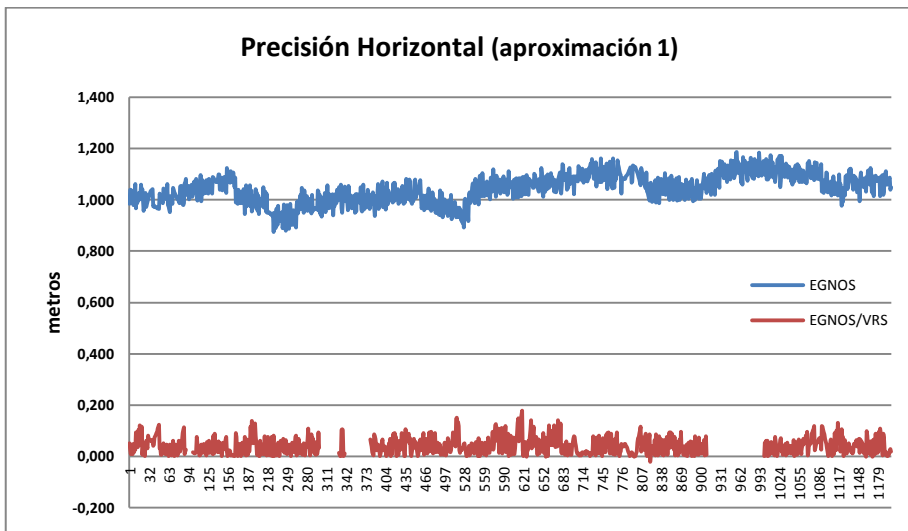
8.4.3. Resultados de Precisión en posicionamiento EGNOS/VRS

Los resultados obtenidos se han representado en dos gráficas para cada aproximación, una para horizontal y otra para vertical. Se han incluido los resultados de precisión obtenidos por metodología EGNOS en tiempo real, para así poderlos comparar claramente con los obtenidos con el posicionamiento propuesto EGNOS/VRS.

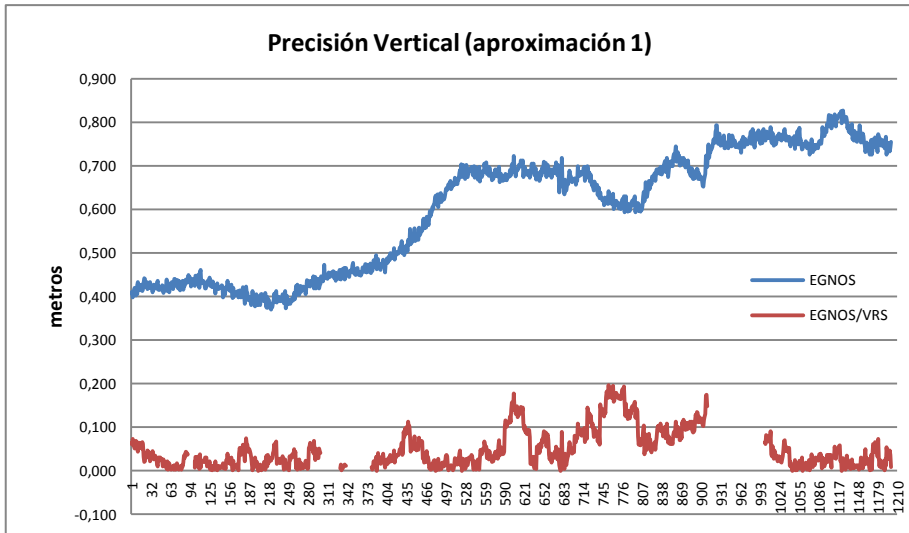
Los resultados obtenidos han sido satisfactorios, ya que mejoramos la precisión de EGNOS en tiempo real. Se puede apreciar en los gráficos de resultados como mejora la Precisión Horizontal con la nueva metodología EGNOS/VRS al compararla con la inicial, quedando la precisión de la nueva metodología por debajo de 20 cm. La precisión Vertical igualmente mejora con el posicionamiento EGNOS/VRS, quedando por debajo de los 20cm normalmente.

Como se aprecia en los gráficos de los resultados hay un problema en la nueva metodología EGNOS/VRS, que es la falta de continuidad de solución del algoritmo propuesto, debido a las faltas de solución de la señal VRS. El algoritmo propuesto no tiene solución cuando tenemos una pérdida de solución en VRS ya que la cota de este es el dato de partida en el cálculo.

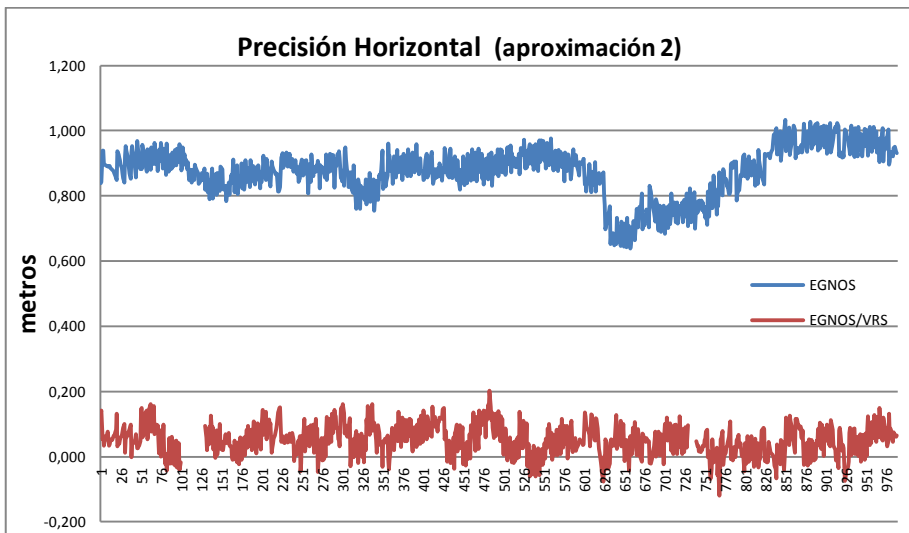
Este problema descartaría la metodología para poderla utilizar como sistema de navegación en aeronaves ya que no cumpliría con el requisito de continuidad. Se debe por tanto idear algún nuevo algoritmo que subsane esta deficiencia.



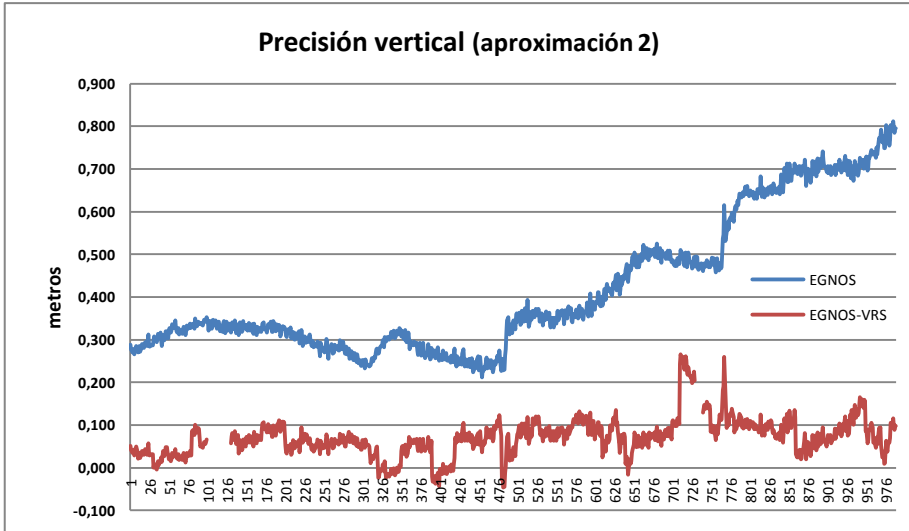
Gráfica 63. Precisión horizontal de EGNOS/VRS con discontinuidad aprox1.



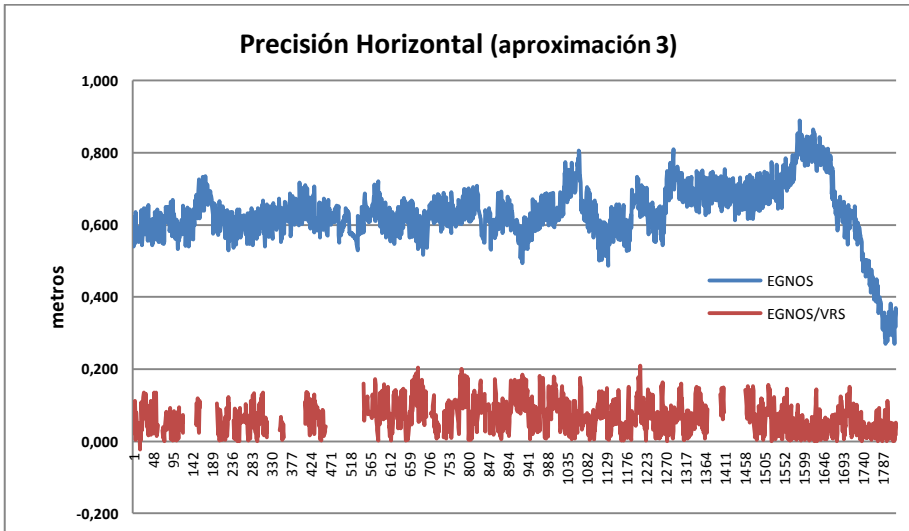
Gráfica 64. Precisión vertical de EGNOS/VRS con discontinuidad aprox1.



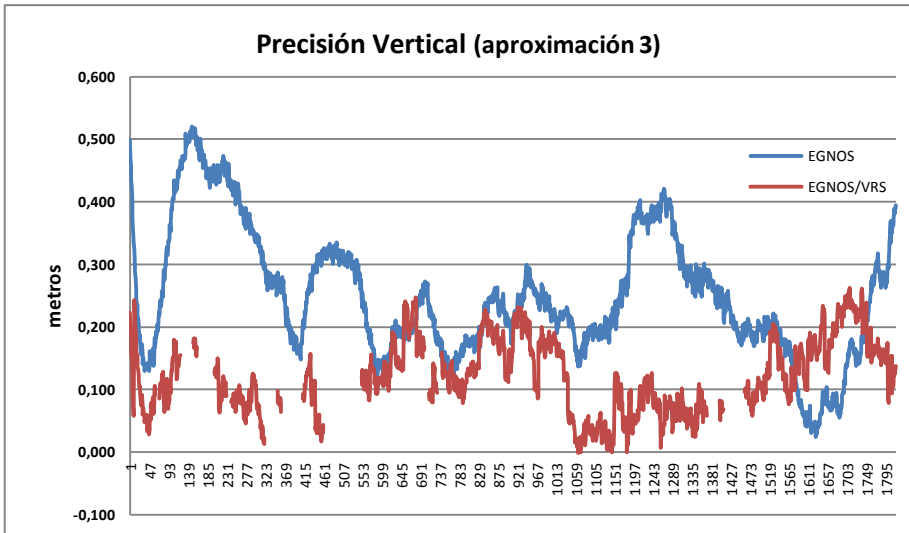
Gráfica 65. Precisión horizontal de EGNOS/VRS con discontinuidad aprox2.



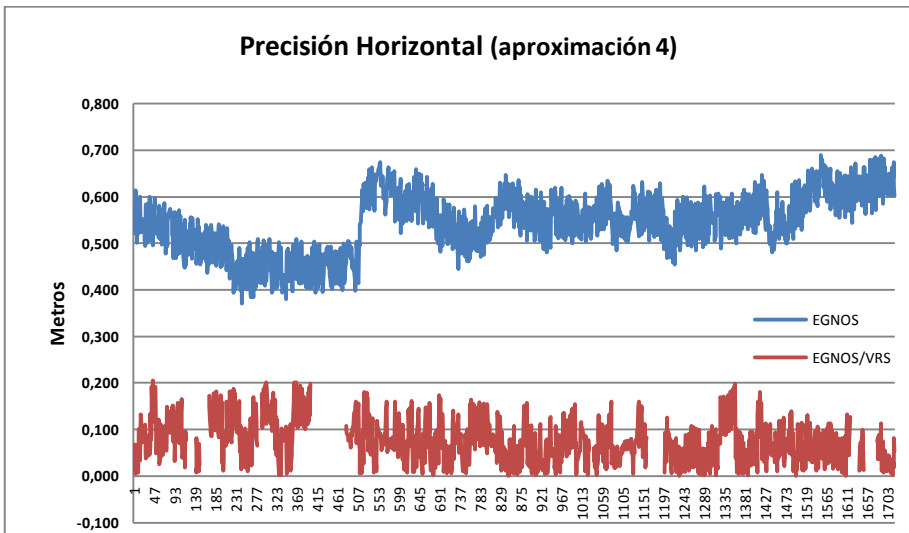
Gráfica 66. Precisión vertical de EGNOS/VRS con discontinuidad aprox2.



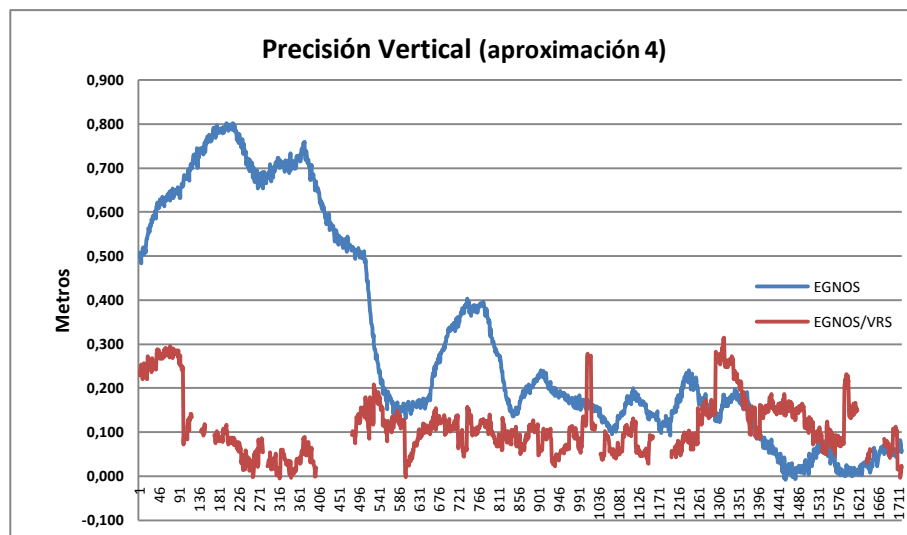
Gráfica 67. Precisión horizontal de EGNOS/VRS con discontinuidad aprox3.



Gráfica 68. Precisión vertical de EGNOS/VRS con discontinuidad aprox3.



Gráfica 69. Precisión horizontal de EGNOS/VRS con discontinuidad aprox4.



Gráfica 70. Precisión vertical de EGNOS/VRS con discontinuidad aprox4.

8.5. ESTUDIO DE CONTINUIDAD

Uno de los requisitos operacionales de un sistema de navegación aérea, tal como ya se menciona en el capítulo 2, es la Continuidad, definida como la capacidad del sistema para realizar su función en ausencia de interrupciones no programadas [OACI 2006].

La continuidad se mide generalmente como la probabilidad de que el rendimiento del sistema se mantiene bajo los requisitos operativos durante una cierta cantidad de tiempo.

Por lo tanto las mediciones de continuidad comunes son:

- % / H: Probabilidad de que las prestaciones de funcionamiento se mantengan durante un periodo de una hora.
- % / 15s: probabilidad de que las prestaciones de funcionamiento se mantengan durante un período de quince segundos.

Recordemos que la Comisión Europea declaró el servicio 'Safety-of-Life' de EGNOS apto para su uso en aviación civil. Por primera vez, las señales de navegación por satélite aumentadas por este sistema europeo pueden guiar a las aeronaves durante la fase crítica de aproximación a tierra. En concreto con el servicio 'Safety-of-Life' dos niveles de servicio son proporcionados en navegación aérea, NPA (Non-Precision Approach) y APV-I (Approach with Vertical guidance) el cual es más restringente. El rendimiento del riesgo de continuidad mínimo es inferior a 10^{-4} para cada 15 segundos en cualquier parte central del

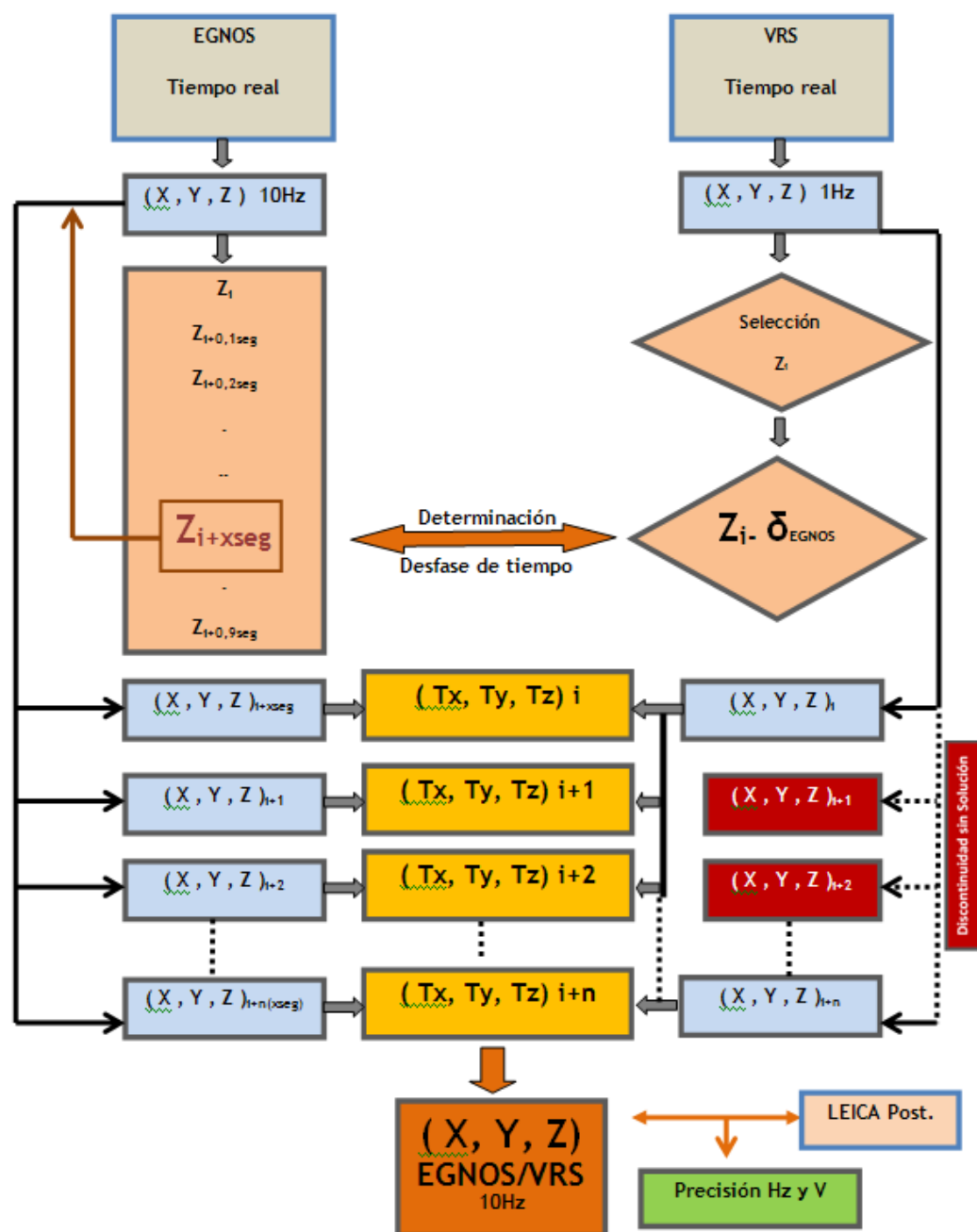
territorio de la ECAC, y menos de 5×10^{-4} para cada 15 segundos en la mayor parte del territorio de la ECAC.

Vistos los resultados obtenidos en el epígrafe anterior tenemos un problema o déficit de continuidad en el posicionamiento EGNOS/VRS. La falta de solución del posicionamiento VRS se traslada, por el algoritmo utilizado, al posicionamiento en investigación. Claramente se aprecian las discontinuidades obtenidas en las gráficas de precisión horizontal y vertical de las cuatro aproximaciones que se han obtenido en el apartado anterior.

El algoritmo que se ha utilizado para eliminar las discontinuidades es el siguiente:

1. Detectamos falta de solución de posicionamiento VRS.
2. Mantenemos última solución de posicionamiento VRS.
3. Aplicamos la última traslación a la solución de posicionamiento EGNOS.
4. Mantenemos esta traslación hasta final de discontinuidad.
5. Iniciamos algoritmo general al inicio de una nueva solución de posicionamiento VRS.
6. Repetimos los pasos 1,2,3,4 al aparecer una nueva discontinuidad.

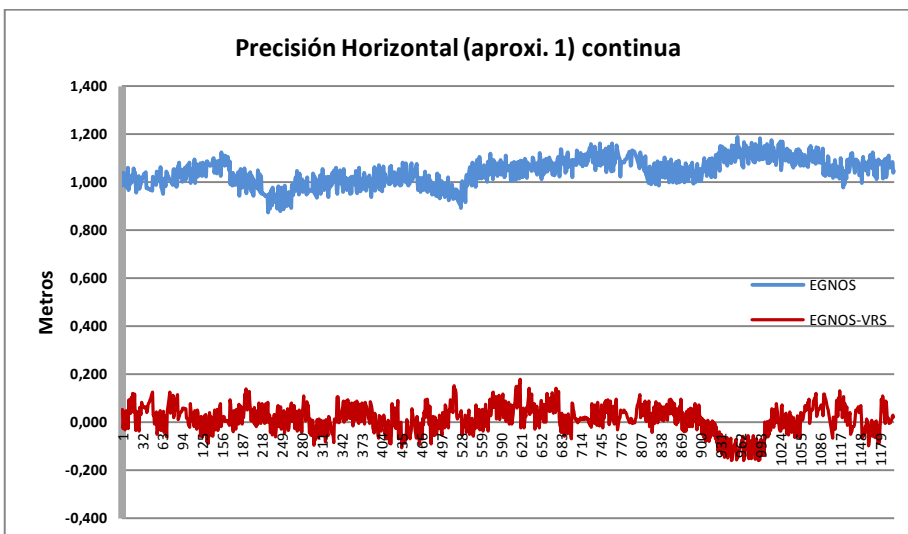
El esquema de cálculo realizado con el algoritmos propuesto se refleja en la página siguiente:



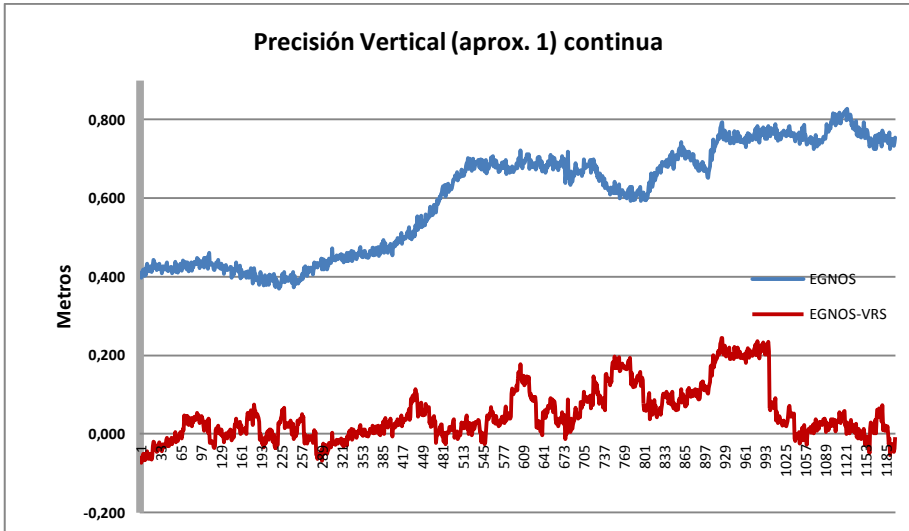
Con esta modificación del algoritmo inicial se consigue disponer de continuidad de la solución EGNOS/VRS ya que mantenemos la continuidad propia del sistema 'Safety-of-Life' de EGNOS.

Los resultados obtenidos están reflejados en las gráficas de precisión horizontal y vertical de cada aproximación que tenemos a continuación. Se observa claramente que se dispone de continuidad de solución, aunque con algunos saltos de precisión al final de cada discontinuidad. Cuanto más grande es la discontinuidad más grande es el salto de precisión, ya que la diferencia entre los parámetros de la traslación mantenidos y la traslación después de la discontinuidad es mayor. Aun así se aprecia que se sigue mejorando la precisión en tiempo real de la solución EGNOS.

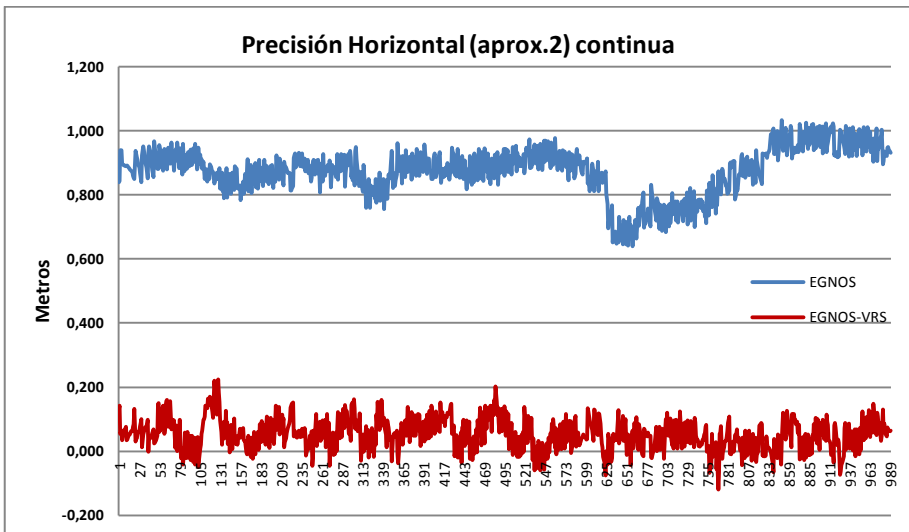
Se puede pensar en solucionar las faltas de continuidad utilizando la media de los parámetros de traslación, pero esto no es posible, ya que debemos de pensar que estamos siempre en una solución en tiempo real.



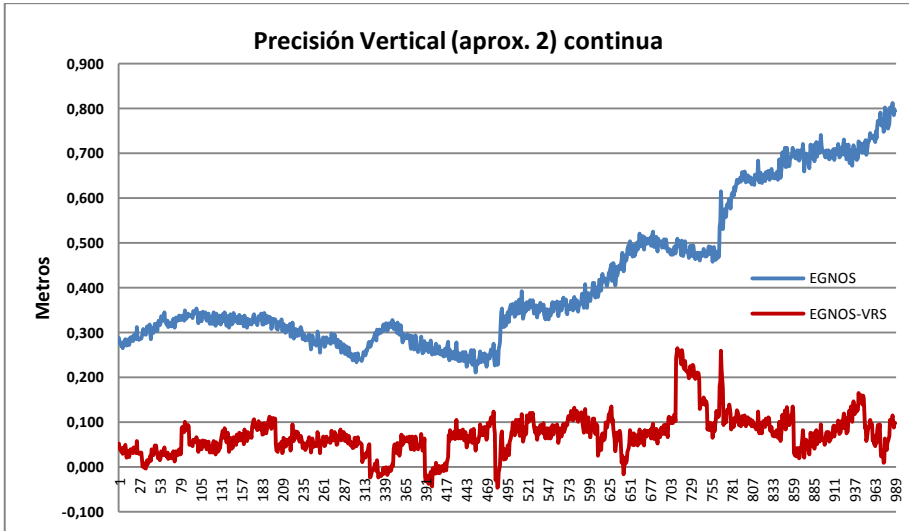
Gráfica 71. Precisión horizontal de EGNOS/VRS continua de aprox1.



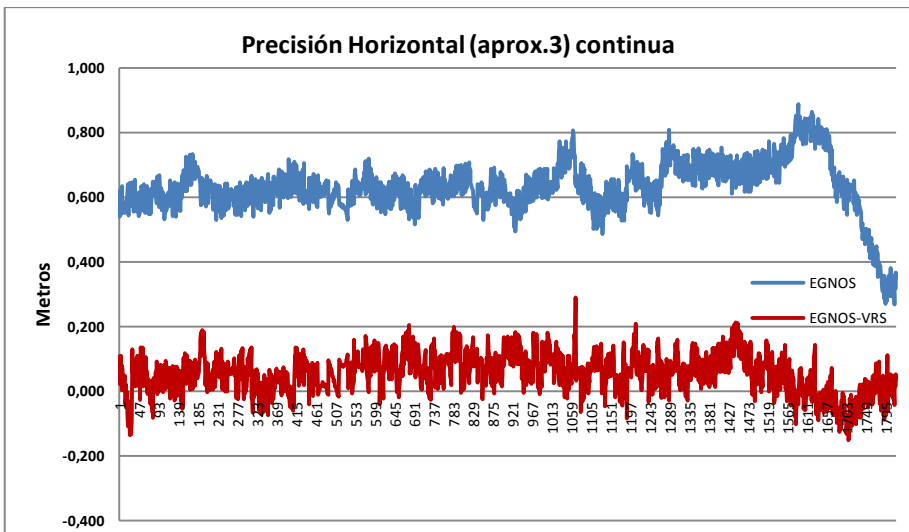
Gráfica 72. Precisión vertical de EGNOS/VRS continua de aprox1.



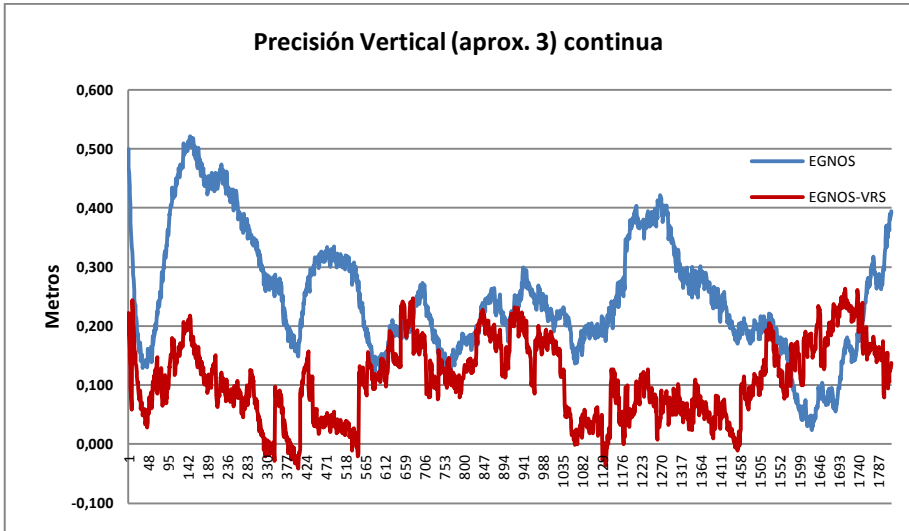
Gráfica 73. Precisión horizontal de EGNOS/VRS continua de aprox2.



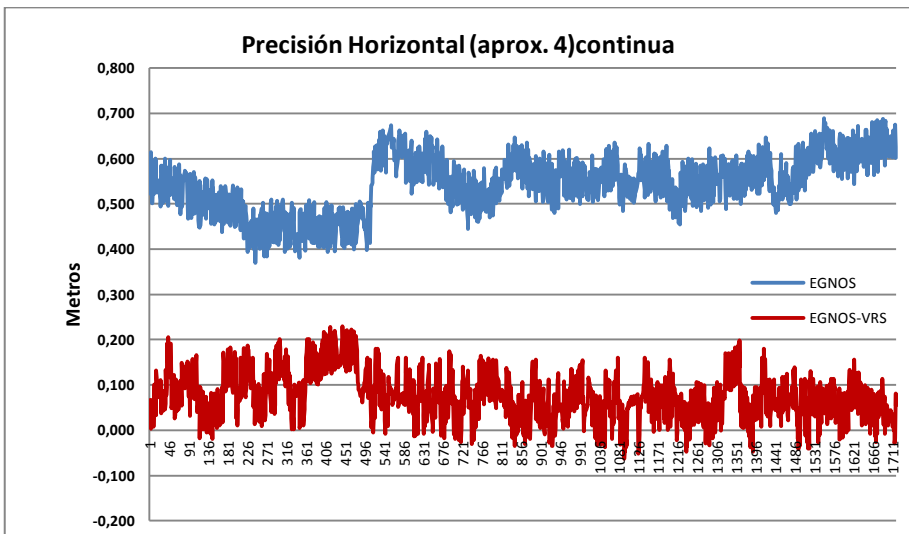
Gráfica 74. Precisión vertical de EGNOS/VRS continua de aprox.2.



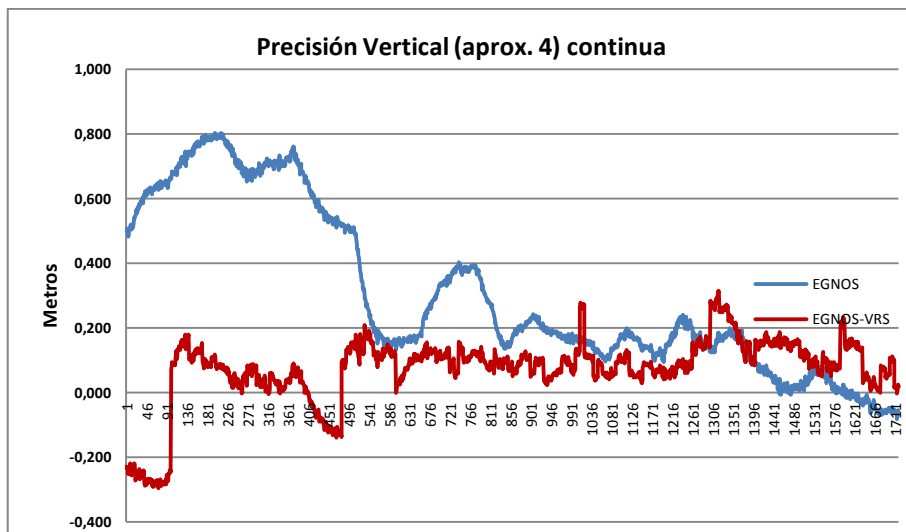
Gráfica 75. Precisión horizontal de EGNOS/VRS continua de aprox.3.



Gráfica 76. Precisión vertical de EGNOS/VRS continua de aprox.3.



Gráfica 77. Precisión horizontal de EGNOS/VRS continua de aprox.4.



Gráfica 78. . Precisión vertical de EGNOS/VRS continua de aprox4.

8.6. ESTUDIO DE INTEGRIDAD Y DISPONIBILIDAD

Como ya se ha visto en el capítulo 2 la Integridad mide la confianza que valora la exactitud de la información suministrada por el sistema de navegación en su totalidad. La integridad incluye la capacidad del sistema para proporcionar a tiempo alertas que adviertan cuándo el sistema no debe ser utilizado para una determinada operación. El riesgo de integridad (HMI) es la probabilidad de que el sistema no detecte un error enviando información engañosa al usuario. En este contexto, el tiempo de alerta viene definido como el máximo periodo de tiempo transcurrido entre la ocurrencia de un fallo (p.ej.: un parámetro fuera de tolerancias) y la notificación al usuario de que dicho fallo ha ocurrido.

En nuestro este caso el posicionamiento EGNOS/VRS hereda las características de las dos metodologías por separado. Por una parte tenemos el posicionamiento EGNOS que recordemos tiene un tiempo límite de alerta de 6 segundos, tal como vimos en el apartado 2.5. Pero el algoritmo utilizado para determinar el posicionamiento EGNOS/VRS recordemos que partía de la coordenada altimétrica de la metodología VRS.

Recordemos que no existe un criterio estándar regulado para la evaluación del rendimiento de un sistema VRS [Wang et al. 2010], tal como se ha descrito en el apartado

5.1.1. El sistema VRS no proporciona indicadores de rendimiento. El indicador proporcionado por Leica de calidad de coordenadas CQ puede considerarse un posible indicador de Integridad [Wang et al. 2010].

Luego la propuesta de posicionamiento EGNOS0/VRS hereda la integridad de EGNOS y por parte de VRS únicamente podemos detectar fallos de solución.

Referente a la Disponibilidad los parámetros de EGNOS son perfectamente conocidos y cumplen los requisitos operacionales sobradamente. Por su parte en el sistema VRS se puede hacer un estudio de disponibilidad de solución sin más que determinar el porcentaje de tiempo durante el cual las soluciones de VRS están disponibles para una cierta precisión.

Los rendimientos obtenidos [Wang et al. 2010] indican que hay una relación muy importante entre la distancia a la estación de referencia y el porcentaje de disponibilidad. En concreto del orden del 90% de disponibilidad para precisiones de 6 cm con distancias a la estación de referencia por debajo de 70Km. Luego para tener la disponibilidad requerida será necesario poder disponer de una red lo suficientemente densificada, así como tener menor requisito de precisión.

CAPÍTULO 9.

CONCLUSIONES Y FUTURAS LÍNEAS DE INVESTIGACIÓN

9.1. CONCLUSIONES

Se han analizado los diferentes métodos de posicionamiento GNSS, en especial los sistemas de aumentación para mitigar los errores propios de las constelaciones de satélites. La utilización de los sistemas GNSS están llamados a sustituir en el futuro a los actuales sistemas convencionales de navegación, por lo que cada vez serán más el número de usuarios así como los rendimientos que éstos van a exigir.

La utilización de los sistemas SBAS cubren grandes áreas lo que facilita su uso, además sin coste, pero por el contrario sus prestaciones no son suficientes para muchas aplicaciones. Por otra parte, los sistemas GBAS alcanzan altas prestaciones pero son costosos de instalar y mantener. Las Redes de Estaciones de Referencia están muy implantadas, cubren grandes área, tienen buenas prestaciones y el coste de utilización es prácticamente nulo en la mayoría de los casos.

La principal aportación de éste trabajo de investigación ha consistido en establecer una metodología de posible integración de una solución de posicionamiento SBAS, en concreto EGNOS, con una solución de Estaciones de Referencia en Tierra, en concreto VRS, lo que sería un sistema híbrido de posicionamiento que hemos llamado EGNOS/VRS. Así, dispondremos de una metodología de posicionamiento que herede lo

mejor de cada uno de los métodos por separado. Con VRS mejoramos la precisión de EGNOS, lo que facilitará utilizar este posicionamiento para aplicaciones con más requisitos de precisión y por otra parte conseguimos la continuidad e integridad de EGNOS. Todo esto a un coste despreciable en cuanto a servicio, únicamente la necesidad de disponer bien de dos receptores o quizás en el futuro de poder implementar las dos soluciones en un único receptor.

El estudio de posicionamiento se ha realizado en una comunidad autónoma que no dispone de Red propia de Estaciones de Referencia, por lo que nos hemos encontrado con la dificultad de no poder utilizar solución de red, lo que habría mejorado nuestros resultados. Por otra parte el haber obtenido resultados satisfactorios nos asegura más valor al haber realizado la experimentación en un caso más desfavorable.

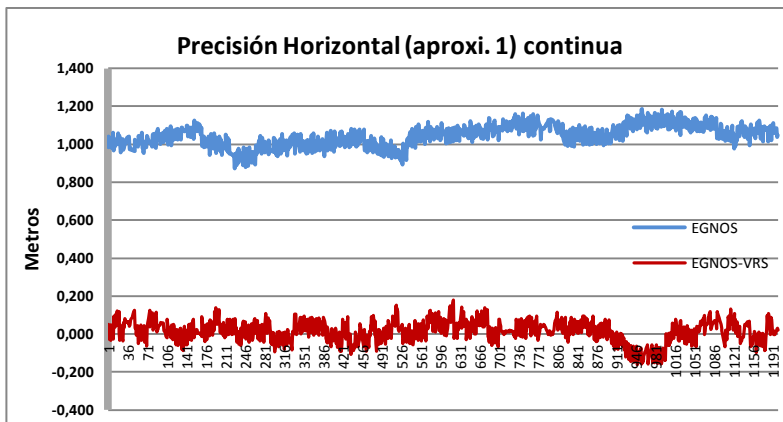
Las principales conclusiones específicas que se han extraído son:

- Para cualquier estudio de navegación se deben de tomar los requisitos de la OACI por estar perfectamente definidos y por tratarse de la prueba de posicionamiento cinemático en tiempo real más desfavorable.
- Los sistemas de correcciones diferenciales mejoran los rendimientos de los sistemas GNSS y son imprescindibles para su utilización en procesos de navegación para aproximaciones de precisión.
- Se ha comprobado el perfecto funcionamiento de las correcciones recibidas en tiempo real por VRS a partir de la estación ALMO del IGN.
- Los resultados obtenidos en posicionamiento absoluto proporcionan una mejora de precisión en VRS cercana a 6 veces la de EGNOS en planimetría y de 2 veces en altimetría, para un RMS (de fiabilidad 39% en planimetría, y un 68% en altimetría).
- En las prueba realizadas con VRS con solución de red la continuidad puede ser considerada estable, con pérdidas puntuales de ambigüedades, que se recuperan en la posición siguiente, sin que esto pueda influir en la integridad del sistema.
- Por otro lado, el sistema EGNOS mantuvo precisiones con una desviación estándar media dentro de su precisión nominal tanto en horizontal como en vertical, esto es de 0,9 m (1Htal RMS, 39%) y de 0,8 m (1Vcal RMS, 68%).
- Es necesario disponer de una repetitividad de los datos para poder analizar y obtener interpretaciones coherentes, así como el beneficio de procesar los datos para validar estadísticamente los observables.

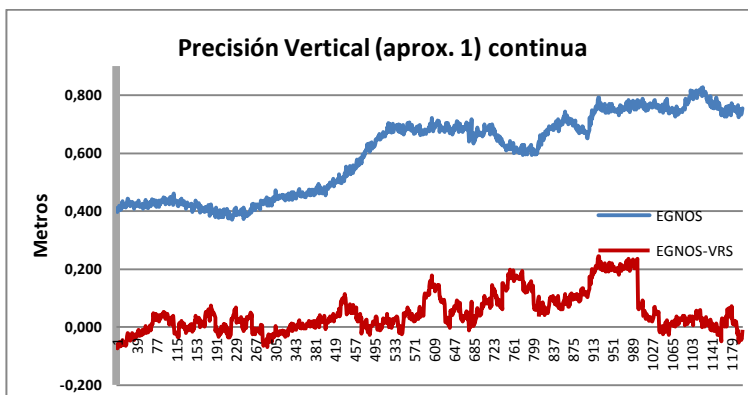
Las conclusiones generales que hemos obtenido tras analizar las prestaciones del sistema de posicionamiento propuesto EGNOS/VRS son:

- La recepción y solución de EGNOS ha sido muy buena comprobándose la importancia del número de satélites visibles en el rendimiento de la solución, degradándose rápidamente al disminuir estos. Muestra la carencia de los algoritmos de procesado en tiempo real que disponen los sistemas VRS/RTK de mantenimiento de la señal en condiciones de recepción de un número bajo de satélites.
- Es muy importante la escala de tiempos para usuarios de EGNOS que desean combinar mediciones GPS; esto representará una incógnita adicional correspondiente al desplazamiento entre las dos referencias de tiempo en el receptor. En nuestro caso los receptores son independientes, pero se deberá tener en cuenta esta diferencia de tiempos, ya que se obtendrán posicionamientos de navegación con las dos escalas de tiempo.
- El protocolo de transporte Ntrip es perfectamente válido para operaciones de navegación aérea sin ningún problema de interferencia, con la única limitación de cobertura.
- Las soluciones calculadas en postproceso nos han permitido determinar la precisión nominal de cada método de posicionamiento por separado y los datos obtenidos han confirmado los parámetros de rendimiento conocidos de estos.
- El objetivo de esta investigación era el análisis de la continuidad y precisión de los distintos sistemas a estudio. Tal y como se ha descrito, se justifican y mantienen las previsiones de una mayor precisión en los sistemas de correcciones de fase (VRS/RTK) pero en cambio existe una mayor pérdida de la señal, con picos de discontinuidades producidos por el sistema de comunicación usado. Por el contrario, y tal como también era previsible, el sistema EGNOS nos muestra una menor precisión, pero aporta una mayor integridad y disponibilidad debido a su condición de sistema de navegación aérea y una mayor continuidad debido a obtener las correcciones a través de satélites geoestacionarios. Es evidente pues, que ambos sistemas se complementan y que se requiere de la generación de una metodología que permita discriminar y complementar el uso de uno u otro sistema en función de las garantías y fiabilidad que tenga cada uno en el momento de su uso.
- Los resultados obtenidos con los algoritmos propuestos en esta investigación permiten implementar las soluciones de EGNOS y VRS en

una única solución EGNOS/VRS que mejora la precisión de EGNOS, tanto en horizontal como en vertical y mantiene continuidad, disponibilidad e integridad en fases de aproximación.



Gráfica 79. Precisión horizontal de EGNOS/VRS continua de aprox.1.



Gráfica 80. Precisión vertical de EGNOS/VRS continua de aprox.1.

9.2. FUTURAS LÍNEAS DE INVESTIGACIÓN

A partir de aquí se pueden realizar más ensayos utilizando la metodología propuesta para otras aplicaciones técnicas. Se podrían proponer futuros trabajos de investigación, tales como:

- Análisis de rendimientos para automatización maquinaria agrícola para agricultura de precisión.
- Desarrollo del software prototipo implementando los dos sistemas EGNOS y VRS en un ABAS (EGNOS/VRS) a bordo de la aeronave con mensajes de ayuda a la navegación.
- Automatización de la elección de la Estación de Referencia en tierra para la solución en VRS a lo largo de la navegación.
- Análisis de rendimientos de EGNOS/VRS mediante contrastación con sistemas convencionales de aproximación como ILS.
- Análisis de rendimientos de EGNOS/VRS con disponibilidad de solución de red de Estaciones de Referencia.

Referencias Bibliográficas

- Acepta, (2007). "ACcelerating EGNOS adoPTion in Aviation". European Global Navigation Satellite Systems Agency, (GSA).
- Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea (AENA) (2012). Circulación aérea. Fundamentos y procedimientos.
- Agency Space European (ESA) (2015). Navipedia. <http://www.navipedia.net>.
- Agency Space European (ESA) (2011). " Guide EGNOS. A L'Usage des Developpeurs d' Applications". ED 2.0, 15/12/2011.
- Agency Space European (ESA) (2013). " Open Service. Service Definition Document". Ref: EGN-SDD OS, v2.0.
- Agency Space European (ESA) (2013). " Safety of Life. Service Definition Documente". Ref: EGN-SDD Sol, V2.0.
- Alexandru, E., (2009). "Utilization of modernized global navigation satellite systems for aircraft-based navigation integrity". Alexandru Ene.Tesis doctoral department of aeronautics and astronautics of Stanford university.
- Amor, M., (2005). "Introducción al concepto de Redes VRS (Viertuel Reference Stations)". Application Engineer Spain&Portugal -Trimble Navigation Ibérica Christian Luttenberger -Segment Manager Infrastructure -Trimble Europe.
- Ashkenazi, V., Hill, C. J., Nagel, J. (1992). "Wide Area Differential GPS: A Performance Study.".Proceedings of the International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation.
- Barbosa, R.N., Wilkerson, J.B., Yoder, D.C., Denton, H.P. (2007). "Different sensing techniques for geomorphometric measurements." Comput. Electron. Agric., 59, 13-20.
- Batet López, A., Gracia, C., González, S. (2003) " Método de Posicionamiento Cinemático en Tiempo Real (RTK): Fiabilidad y Aplicaciones",. Topografía y Cartografía, n117.
- Berné Valero, J.L., Anquela Julian, A.B., Garrido N., (2014). " Gnss. GPS: Fundamentos y Aplicaciones en Geomática.". Ed. Universitat Politècnica de Valencia.ISBN:978-84-9048-261-2.
- Blanch, J., Walter T., Enge P. (2010)." RAIM with Optimal Integrity and Continuity Allocations Under Multiple failures." IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, volume:46 pp1235-1247.
- Blanch, J., Walter T., Enge P., Wallner S., Amarillo f., Dellago R., Ioannides r., Pervan B., Fernandez I., Belabbas B., Spletter A., Rippl M. (2011)," A Proposal for Multi-Constellation Advances RAIM for Vertical Guidance". The Proceedings of the ION GNSS.

- Bolstad, P., V., Gessler, P., and Thomas, M., L. (1990). "Positional uncertainty in manually digitized map data". *International Journal of Geographical Information System*. Pp 399-412.
- Brenner, (1990). " Implementation of a RAIM Monitorin a GPS Receiver and an Integrated GPS-IRS". *Proceedings of the Third Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigati3n*.pp397-406.
- Brown, R.G., and P.Y.C. Hwang. (1986)." GPS Failure Detection by Autonomous Means Within the Cockpit." *Proceedings of the Annual Meeting of The Institute of Navigati3n*.pp5-12.
- Brown, A., (1989). " Extended Diferential GPS " . *Journal of the Institute of Navigation*,vol 36.
- Brown, N., Keenan, R., Richter, B., and Troyer, L., (2005). " Advances in ambiguity resolute ion for RTK applications using the new RTCM V3.0 Master - Auxiliary messages. 18th International Technica Meeting of the Satellite Division of the U.S. Institute of Navigation 16, pp. 73-80.
- Bruin, S., Heuvelink, G.B.M., Brown, J.D., (2008). " Propagation of positional measurement errors to agricultural field boundaries and associated costs Comput". *Electron. Agric.*, 63, 245-256.
- Cano Córdoba, J., P., (2010). " Implantaci3n de una Estaci3n GPS Permanente." *Universidad de Ja3n*.
- Castrignano, A., Boccaccio, L., Cohen, Y., Nestel, D., Kounatidis, I., Papadopoulos, N.T. De Benedetto, D. Mavragani-Tsipidou, P. (2012). " Spatio-temporal population dynamics and area-widedelineation of *Bactrocera oleae* monitoring zones using multi-variate geostatistics". *Precision Agric.*, 13, 421-441.
- Corbas3 Ort3n, A., (1998). "Sistemas de Navegaci3n". Ed. McGraW-Hill. ISBN:84-481-2057-4.
- Dai, L. , Han, S., Wang, J., Rizos, C. (2001): A Study on GPS/GLONASS Multiple Reference Station Techniques for Precise Real-Time Carrier Phase Based Positioning. *ION GPS* , 392-403.
- Divis, D., (2013), " Situaci3n actual y desarrollo de se3ales de GPS ". *InsideGNSS*. Febrero 2013.
- Duquenne, F., Botton, S., Peyret, F., B3taille, D., Willis, P., (2005). " GPS. Localisation et navigation par satellites. Editorial Lavoisier. 2ª edici3n. ISBN: 2-7462-1090-8
- El-Mowafy, A., (2005). " Using Multiple Reference Station GPS Networks for Aircraft Precisi3n Approach and Airport Surface Navigation". *Journal of Global Positioning Systems*.Vol, 4.pp2-11.

- Enaire. (2015). Ministerio de fomento. Tecnología e innovación. <http://www.enaire.es/csee/Satellite/navegacion-aerea/es/Page/1047658426133/>.
- Euler, H., J., and Zebhauser, B., E., (2003). "The use of standardized network RTK messages in rover applications for surveying". Proc. of ION NTM .
- Euler, H., J., and Wanninger, L., (2008). "Reference station network Information Distribution. IAG Working Group 4.5.1. Network RTK (<http://network-rtk.info/euler/euler.html>).
- Farooque, A. A. Chang, Y. K. Zaman, Q. U., Groulx, D. Schumann, A. W. Esau, T. J. (2013) . "Performance evaluation of multiple ground based sensors mounted on a commercial wild blueberry harvester to sense plant height, fruit yield and topographic features in real-time". Comput. Electron. Agric., 91, 135-144.
- Federal Aviation Administration.(FAA), (2015). " Satellite Navigation- Wide Area Augmentation System (WAAS). <https://www.faa.gov>.
- Federal Radionavigation Plan (2008). Department of Defense. National Technical Information Service. DOT-VNTSC-RITA-08-02/DoD-4650.5
- Fellner, A; Banaszek, K y Tróminski, P (2010): "The Implementation of the EGNOS System to APV-I Precision Approach Operations". TransNav, the International Journal on Marine Navigation and Safety of Sea Transportation 4(1), pp. 41-46.
- Feng, Y., Wang, J. (2008). " GPS RTK performance characteristics and analysis". Journal of Global Positioning Systems, 7(1), 1-8.
- Fountas, S., Aggelopoulou, K. Bouloulis, C. Nanos, G.D. Wulfsohn, D. Gemtos, T.A., Paraskevopoulos, A. Galanis, M. (2001). " Site-specific management in an olive tree plantation". Precision Agric. 12, 179-195.
- Freeland, R. S., Buschermohle, M. J., Wilkerson, J. B., Pierce, J. C. (2012). "Precision Agriculture-Assessing Virtual and Single Reference Stations". Appl. Eng. in Agric., 28(6), 913-922.
- García-Asenjo, L., Garrigues Talens, P., (2004)." Apuntes de Geodesia" . Universidad Politécnica de Valencia.
- Garrido, M., S., Giménez, E., Ramos, M. I., Gil, A. J. (2012). " A high spatio-temporal methodology for monitoring dunes morphology based on precise GPS-NRTK profiles: Test-case of Dune of Mónsul on the south-east Spanish coastline". Aeolian Res., 8,75-84.
- Giant, (2006). "GNSS Introduction In the Aviation sector". European Commission and the European Space Agency. Eurocontrol. <http://www.gnss-giant.com>.
- Giant-2 , (2009) " EGNOS adoption in the Aviation Sector". European Commission and the European Space Agency. Eurocontrol. <http://www.giant2.ineco.es/giant>

- Gibbons, G., Ann Divis, D., Gutiérrez, P., (2013) “ El cuarteto GNSS. Armonizar GPS, GLONASS, Galileo y Beidou “. InsideGNSS. Febrero 2013.
- GMV (2011): “EGNOS Performances”. ESA Navipedia. Disponible online [.http://www.navipedia.net](http://www.navipedia.net).
- GMV (2011): “Normas SBAS”. ESA Navipedia. Disponible online [.http://www.navipedia.net](http://www.navipedia.net).
- GMV (2011): “Segmento Espacial EGNOS”. ESA Navipedia. Disponible online [.http://www.navipedia.net](http://www.navipedia.net).
- GPS. Standard Positioning Service performance (4ª edición, Septiembre de 2008) Navstart. Departamento de Defensa de EEUU.
- Graeme, K. Cr., Donna, K. K., William, S. E., Timothy P. Cashin, Keith W. McPherson, Kevin W. Bean, Alegria M. Stewart y Bryant D. Elrod, (2000), “A Ground-based Regional Augmentation System (GRAS) - The Australian Proposal”. Proceedings of the 13th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation.
- Groves, P., D., (2008). “ Principles of GNSS”. Journal Inertial, and Multisensor Integrated Navigation Systems. Volume 521.
- GSA, (2015). “ Informe sobre el Mercado de GNSS de la European GNSS Agency”. (GSA).
- HEDGE, (2009). “Helicopters Deploy GNSS in Europe”. European Global Navigation Satellite Systems Agency, (GSA).
- Helicity, (2005). “ Precision helicopter guidance for cities and emergency support”. European Global Navigation Satellite Systems Agency, (GSA).
- Herbert , L., Amor, M., (2005). ” Soporte de Formatos de Redes RTK en tiempo real. Solución de Red de Trimble GPSNet”. Trimble Ibérica.
- Hofmann-Wellenhof, B., Lichtenegger, H. and Collins, J., (2001). “GPS Theory and Practice.”, Fifth, revised edition. Springer-Verlag. ISBN: 978-3-7091-6199-9
- Hofmann-Wellenhof, B; Lichtenegger, H y Wasle, E (2008): “GNSS Global Navigation Satellite Systems. GPS, GLONASS, Galileo and more”. Springer. ISBN :978-3-211-73017-1
- IGS, (2013). “ Strategic Plan 2013-2016”. IGS Central Bureau.pp16.
- IMO, (2015). “ Publications catalogue”. International Maritime Organization. International Mobile Satellite Organization. (IMSO).
- International Civil Aviation Organization (OACI). (2006). Annex 10, Volume I, 6th Edition . (GNSS SARPS).

- International Civil Aviation Organization (OACI). (2008). Performance-based Navigation (PBN) Manual. DOC. 9613/AN937.
- International Civil Aviation Organization (OACI). (2008). “ Procedimientos Regionales Suplementarios (EUR. RAC sección 15).” Doc. 7030 .
- International Civil Aviation Organization (OACI). (2010). “ GBAS CAT II/III Development Baseline SARPs”. (Draft proposed changes to Annex 10, Volume I, as agreed at the 17 - 28 May 2010 meeting of the Navigation Systems Panel (NSP) Working Group of the Whole)
- International Civil Aviation Organization (OACI). (2013). “ Guía para la Implementación de Sistemas de Aumentación Basados en Tierra”.
- Instituto Geográfico Nacional, (IGN) (2010,2013). “Memoria de actividades 2010-2013.” Ministerio de fomento de España.
- Institute of Navigation. (2001). “RTCM Recommended Standards for Differential GNSS (Global Navigation Satellite Systems) Service, Version 2.3.” RTCM paper 136-2001/SC104-STD.
- Institute of Navigation. (2004). “RTCM Recommended Standards for Differential GNSS (Global Navigation Satellite Systems) Service, Version 3.0.” RTCM Paper 30-2004/SC104-STD.
- Institute of Navigation. (2006). “RTCM Standard 10403.1 for differential GNSS (Global Navigation Satellite Systems) Services - Version 3.” Radio Technical Commission for Maritime Services.
- ISRO (2015). “A step towards initial Satellite based Navigation Services in India: GAGAN & IRNSS”. The Indian Space Research Organization. [www. Isro.gov.in](http://www.Isro.gov.in)
- Jäger, J. and Kälber, S., (2008)]. “The Next RTCM 3.1 Transformation Messages-Declaration, Generation from Reference Transformation and Implementation as a Server-Client-Concept for GNSS Services “ , International Conference GEOS .
- Janssen, V. (2009). “A Comparison of the VRS and MAC principles for network RTK”. Proceedings of the IGNS.Symposium. Surfers Paradise, Australia.
- Kaplan, E., (1996). “Understanding GPS: Principles and Applications” , Artech House,London. ISBN: 0-89006-793-7
- Kee, C., Parkinson B. W. and Axelrad, P., (1991). “Wide Area Differential GPS”. Navigation.Volume 38, pages 123-145.
- Lachapelle, G., AlveS, P. (2002).” Multiple Reference Station Approach:Overview and current research”. J. Glob. Positioning Syst., 1 (2), 133-136.

- Lee, Y., C. (2007). "Feasibility Analysis of RAIM to Provide LPV-200 Approaches with Future GPS". Proceedings of the 20th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation.pp2898-2910.
- Leick, A., (2004) "GPS Satellite Surveying." . Third Edition.Jonh Wiley & Sons, Inc. ISBN: 978-0-471-05930-1.464 pages.
- Martínez Vadillo, J.,F. (2006-2007) "Sistemas de Navegación por Satélite I,II,III,IV,V. ATC magazine. Tecnología. Numero 58,59,61,62,63,.
- Martínez Vadillo, J.,F. (2010-2011) " Navegación de Área (RNAV) I,II,III,IV,V,VI,VI,VII,VII,IX. ATC magazine. Tecnología. Numero 64,65,66,67,68,69,70,71.
- Ortiz, B.V., Balkcom, K. B., Duzy, L., Van Santen, E., Hartzog, D. L. (2013). " Evaluation of agronomic and economic benefits of using RTK-GPS-based auto-steer guidance systems for peanut digging operations". Precision Agric., 14, 357-375.
- Parkinson, B., Enge, P., (1996). " Differential GPS " vol. 2 . American Institute of Aeronautics an Astrnautics.
- Pérez-Ruiz, M., AGÜERA, J., GIL, A.J., SLAUGHTER, D.C.. [Pérez-Ruiz et al., 2011] Optimization of agrochemical application in olive groves based on positioning sensor Precision Agric., 12, 564-575.
- Pérez-Ruiz , M., Slaughter, D.,C., Gliever, C.,J., Upadhyaya, S.K. (2012). " Automatic GPS-based intra-row weed knife control system for transplanted row crops". Comput. Electron. Agric., 80, 41-49.
- Petovello, M., Dabove, P., Manzano, A., Taglioretti, C. (2013). " What is effect of user and CORS height on NRTK performance". InsideGNSS. Sep-Oct 2013.
- Peñafiel, J., Zayas, J., López, J., Gutiérrez, J., (2005). " Rered RTK de Estaciones de Referencia GPS Permanentes: El Nuevo Estandar RTCM 3.0".Leica Geosystems.
- Quintanilla García, I., (2001) "GPS Diferencial, Propagación y Análisis de correcciones diferenciales", . Universidad Politécnica de Valencia. Tesis doctoral.
- Quintanilla, I. y Berné, J.L. (2003). " Satélites de posicionamiento y navegación. GPS Diferencial. Universitat Politècnica de Valencia.
- Quintanilla, I; Irimia, J; Berné, JL y Fortuny, P (2009): "GPS vs EGNOS. Análisis comparativo de precisiones con diferentes receptores". En Setmana Geomàtica Internacional, 3-5 de marzo.
- Rizos, C. (2002). "Network RTK Research and Implementation - A Geodetic Perspective." J. Glob. Positioning Syst., Vol.1, No.2, 144-150.
- Rothacher, M., Mervart, L., Beutler, G., Brockmann, E., Fankhauser, S., Gurtner,W., Johnson, J., Weber, R., (2008)." BERNESE GPS Software Version 5.0." .

- RTCA DO-228, (1995). "Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System (GNSS) Airborne Antenna Equipment. RTCA.
- RTCA DO-229D, (2006). "Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System/Wide Area Augmentation System Airborne Equipment". Comite SC-159. RTCA.
- RTCA DO-301, (1995). "Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System (GNSS) Airborne Antenna Equipment for the L1 Frequency Band. RTCA.
- Seeber, G., (2003). "Satellite Geodesy" , . 2nd edition. Walter de Gruyter GmbH & Co. ISBN: 3-11-017549-5.
- Speidel, J; Tossaint, M; Wallner, S y Ávila-Rodríguez (2013): "Integrity for aviation. Comparing future concepts". European Space Agency .Inside GNSS 8(4), pp. 54-64.
- Van Diggelen, F., (2007) . "GNSS Accuracy:Lies, Damn Lies, and Statistics". GPS World, January.
- Vollath U., Landau H. and Chen X., (2002]. " Network RTK versus Single Base RTK - Understanding the Error Characteristics" . Proceedings of ION-GPS.
- Wang, C., Feng, Y., Higgins, M., Cowie, B., (2010). "Assessment of Commercial Network RTK User Positioning Performance over Long Inter-Station Distances. Journal of Global Positioning System. Vol 9, pp 78-89.
- Wanninger, L. (2008). " Introduction to Network RTK, IAG Sub-commission 4.5: Next Generation RTK".(<http://www.network-rtk.info/>).
- Weber ,G., Dettmering, D., Gebhard, H., (2005). "Networked Transport of RTCM via Internet Protocol (NTRIP)". International Association of Geodesy Symposia.Vol. 128, pp. 60-64.
- Wolfgang S., Washington, O., (2011). "Novel Integrity Concept for CAT III Precision Approaches and Taxiing: Extended GBAS (E-GBAS)".The Royal Institute of Navigation.THE JOURNAL OF NAVIGATION n° 64,pp 695-710.
- WRS UIT, (2012). " Conferencia Mundial de Radiocomunicaciones" . Unión Internacional de Comunicaciones. (<http://www.iut.int.>)
- Wübbena, G., Bagge, A., Schmitz, M. (2001). "Network-Based Techniques for RTK Applications". Proc. of IGPS Symposium - GPS . GPS Society, Japan Institute of Navigation.
- Zebhauser, B. E., Euler, H. -J., Keenan, C.R., Wübbena, G., (2002). "A Novel Approach for the Use of Information from Reference Station Networks Conforming to RTCM V2.3 and Future V3.0." . ION NTM.

ANEXO I: Descripción de Tipos de Mensaje de EGNOS

Mensajes tipo 0 y 0/2 (MT0 y MT0/2)

El mensaje de tipo 0 (MT0) será transmitido por EGNOS durante el tiempo que el sistema no sea certificado por la Aviación Civil. La difusión de este mensaje por lo tanto significa que la información proporcionada por el sistema no debe ser utilizada para las aplicaciones de las que dependa la seguridad de la vida (por ejemplo, la aviación civil).

Durante estas fases de prueba, el contenido de MT0, sin embargo, es idéntico al de MT2 y por lo tanto puede ser utilizado de la misma manera (es decir, las correcciones rápidas serán proporcionados, la única diferencia es el identificador de mensaje). El mensaje es por tanto conocido como MT0 / 2.

MT0 también puede ser transmitido cuando ocurra un problema mayor y todo el sistema deja de estar disponible. Cuando eso sucede, el contenido MT0 está completamente vacío y EGNOS no debe ser utilizado para ninguna aplicación.

En el caso de no seguridad de las aplicaciones y con el fin de permitir la utilización de los datos transmitidos por EGNOS, la mayoría de los receptores pueden procesar los datos contenidos en MT0 / 2.

Cuando este es el caso, simplemente debe asegurarse de que el MT0 / 2 procesado se activa por defecto en el receptor o que puede ser activado por el usuario.

Mensaje tipo 1 (MT1)

El mensaje de tipo 1 (MT1) contiene lo que se conoce como «máscara PRN» de datos. Esta máscara permite optimizar el tamaño de los mensajes EGNOS, mostrando a los satélites (PRN) los datos contenidos en los otros, estos mensajes se relacionan posteriormente. La máscara contiene 51 bits. Una enésima parte de bit en el mensaje 1 muestra que el satélite está siendo monitorizado por EGNOS.

Bit mask	Satellite PRN
1-37	GPS PRN constellation
38-61	Glonass slot number plus 37
62-119	Future constellations
120-138	GEO/SBAS PRN
139-210	Future constellations

Tabla 36. Información del mensaje 1.[fuente ESA. 2011]

En el ejemplo siguiente, se muestra en la máscara PRN que EGNOS proporcionará (en sus mensajes posteriores) las correcciones e información sobre la integridad de los satélites GPS PRN cuyos códigos son 3, 5 y 7. La primera corrección proporcionada por EGNOS corresponde a PRN3, la segunda a PRN5, y así sucesivamente.

Bit N°	1	2	3	4	5	6	7	...
PRN Mask	0	0	1	0	1	0	1	
PRN Code N°			GPS PRN 3		GPS PRN 5		GPS PRN 7	

Tabla 37. Máscara de PRN.[fuente ESA. 2011]

Debemos conocer el significado de los IOD, que son los atributos de las máscaras, las correcciones rápidas y a largo plazo. Estos permiten que los datos transmitidos y sus sucesivas actualizaciones sean manipulados de una forma coherente.

- IODP (Número de datos PRN): Identifica la máscara PRN.
- IODFj (IOD correcciones rápidas): Identifica correcciones rápidas (la “j” se refiere al tipo de mensaje (2-5)).
- IODE (IOD Efemérides): Identifica correcciones a largo plazo.
- IODI (IOD Ionosfera): Identifica correcciones ionosféricas.

Tipo de mensajes de 2 a 5 (MT2, MT3, MT4 y MT5)

Las correcciones rápidas son difundidas por EGNOS para corregir las variaciones rápidas en los errores de efemérides y errores de reloj de los satélites GPS.

Estas correcciones se proporcionan en los tipos de mensajes del 2 al 5. El mensaje de tipo 2 contiene los datos de los primeros 13 satélites de la máscara que tienen el mismo valor IODP (Issue Of Data PRN). Tipo de mensaje 3 contiene los datos de los satélites 14 a 26 de la máscara que tienen el mismo valor de IODP y así sucesivamente. Si el número de satélites en la máscara (o en la parte restante de la máscara) es inferior a 6, los mensajes del 2 al 5 pueden ser sustituidos por el tipo de mensaje 24.

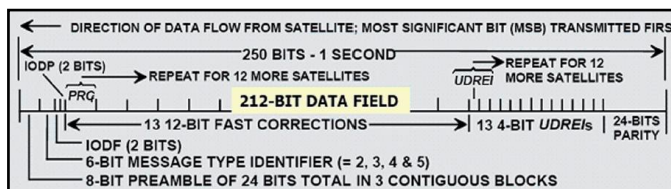


Fig 125. Formato de correcciones de MT2 a 5 .[fuente ESA. 2011]

Los mensajes de tipo 2, 3, 4 y 5 también contienen un parámetro que permite la precisión de las correcciones a estimar, conocido como UDRE (o más bien UDRE indicadores: UDREi).

UDREi	σ_{UDRE}^2 (m ²)	Status of satellite
0	0.0520	OK
1	0.0924	OK
2	0.1444	OK
3	0.2830	OK
4	0.4678	OK
5	0.8315	OK
6	1.2992	OK
7	1.8709	OK
8	2.5465	OK
9	3.3260	OK
10	5.1968	OK
11	20.7870	OK
12	230.9661	OK
13	2078.695	OK
14	N/A	Not Monitored (NM)
15	N/A	Do not Use (DU)

Tabla 38. Precisión de las correcciones.[fuente ESA. 2011]

Tipo de mensaje 6 (MT6)

El tipo de mensaje 6 se utiliza en dos casos:

- Para actualizar los indicadores UDRE (UDREi)
- Para emitir alertas por satélite muy rápidamente si es necesario (DU).

Cabe señalar que, aunque los UDREi están contenidos en los mensajes de 2-5 con las correcciones diferenciales rápidas, su período de validez puede requerir una actualización más frecuente.

Del mismo modo, si la emisión de una alerta no puede esperar hasta el siguiente mensaje 2, 3, 4 o 5 se difunde, el mensaje 6 se transmitirá de inmediato. Este mensaje contiene información sobre la integridad de todos los satélites de la máscara (el número máximo de satélites en la máscara PRN es 51).

Estos mensajes también contienen datos de Issue Of Data Fast Correction (IODF), que se asocian a los valores UDREi con las correcciones que figuran en los mensajes 2 a 5 y 24 (el tipo 6 no está directamente vinculado con la máscara).

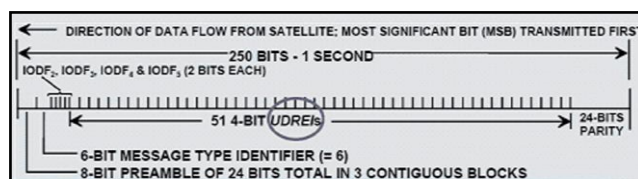


Fig 126. Formato de correcciones de MT6. [fuente ESA. 2011]

Tipo de mensaje 7 (MT7)

Para algunas correcciones, el usuario debe aplicar los modelos de la degradación entre dos actualizaciones y durante el período de validez.

El tipo de mensaje 7 proporciona las correcciones rápidas del factor de degradación (sobre todo para la degradación UDRE).

Tipo de mensaje 9 (MT9)

Transmiten la posición, la velocidad y la aceleración de los satélites, en coordenadas ECEF, además de su reloj de tiempo aparente y desplazamientos de frecuencia. También se incluye el tiempo de aplicación (t_0) y su precisión en la componente (URA) representando la precisión estimada para el mensaje. aGf0 and aGf1 serán una estimación del tiempo de compensación y de la deriva con respecto al tiempo de red EGNOS (ENT: EGNOS Network Time). Su efecto combinado se añadirá a la estimación del tiempo de transmisión del satélite

Tipo de mensaje 10 (MT10)

Los factores de degradación son proporcionados por el tipo de mensaje 10 para correcciones a largo plazo y la ionosfera.

Tipo de mensaje 12 (MT12)

El mensaje de tipo 12 transmite los parámetros para la sincronización del Tiempo de Red EGNOS (ENT), obtenidos durante el cálculo de la posición del usuario, con el Tiempo Universal Coordinado (UTC). MT12 se actualiza en un máximo de 300 segundos.

A pesar de que todos los parámetros necesarios para calcular la UTC se transmiten en el tipo de mensaje 12, algunos receptores calculan y generan automáticamente UTC de ENT.

Tipo de mensaje 17 (MT17)

El mensaje de tipo 17 emite los almanaques de los tres satélites geoestacionarios, además este mensaje también indica si la información sobre las distancias, las correcciones y la integridad proviene de estos satélites.

Los datos del almanaque contienen los parámetros que permiten una estimación a medio plazo de la posición de todos los satélites en función del tiempo. Se utilizan durante la fase de adquisición para identificar a los satélites que son visibles.

Tipo de mensaje 18 (MT18)

Una vez más, con el objetivo de optimizar el tamaño del mensaje, se aplica el principio de la máscara asociando las correcciones ionosféricas con la IGP. Cada mensaje contiene la máscara de una banda. Un bit posicionado en 1 significa que la información proviene de la correspondiente IGP.

Tipo de mensaje 24 (MT24)

El tipo de mensaje 24 contiene dos tipos de corrección (rápidas y a largo plazo), además de los parámetros de integridad (UDREi) asociados. El tipo de mensaje 24 puede ser difundido si el número de satélites en la última máscara es menor de 6. La primera parte del mensaje contendrá las correcciones rápidas y los UDREi, mientras que la segunda contendrá las correcciones a largo plazo.

Tipo de mensaje 25 (MT25)

Las correcciones a largo plazo (correcciones lentas) son emitidas por EGNOS para corregir las variaciones a largo plazo en los errores de efemérides (parámetros orbitales: δx , δy y δz) y los errores del reloj ($\delta a f_0$) de los satélites GPS.

Estas correcciones se proporcionan en el mensaje del tipo de 25 (correcciones del satélite a largo plazo de error). Los datos que contiene son las correcciones a la posición del satélite (3 parámetros), correcciones a la velocidad del satélite (3 parámetros) y correcciones al reloj (2 parámetros).

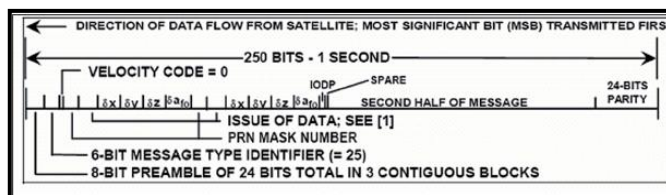


Fig 127. Formato de correcciones lentas MT24.[fuente ESA. 2011]

Tipo de mensaje 26 (MT26)

El tipo de mensaje 26 proporciona, para los IGP (Ionospheric Grid points) presentes en la máscara, los datos para calcular las correcciones ionosféricas o Grid Ionospheric Vertical Delay (GIVD) y un parámetro para estimar la precisión de las correcciones (σ GIVE2), llamado indicador GIVE (GIVEi).

Esta información se proporciona para un máximo de 15 IGP por mensaje. Como las bandas de la ionosfera pueden contener hasta 201 IGPs, el presente IGP en la máscara se agrupa en bloques de 15 IGP. Por lo tanto, en el bloque 0 figuran los datos de los primeros 15 IGP activos en la máscara y así sucesivamente.

Los valores de GIVE y su varianza se obtienen a través de correspondencia con los indicadores GIVE transmitidos en el mensaje.

GIVEi	σ_{give}^2 (m ²)	IGP Status
0	0.0084	Use
1	0.0333	Use
2	0.0749	Use
3	0.1331	Use
4	0.2079	Use
5	0.2994	Use
6	0.4075	Use
7	0.5322	Use
8	0.6735	Use
9	0.8315	Use
10	1.1974	Use
11	1.8709	Use
12	3.3260	Use
13	20.7870	Use
14	187.0826	Use
15	Not Monitored	Not Monitored

Tabla 39. Error de GIVE. [fuente ESA. 2011]

Sobre la base de GIVD y datos σ_{GIVE}^2 para cada satélite GPS a la vista, y aplicando un factor de oblicuidad a partir de la elevación del satélite correspondiente (vista del usuario), el receptor obtiene una corrección de distancia oblicua y un valor de desviación estándar para el error ionosférico residual (escrito σ_{UIRE}^2).

Tipo de mensaje 27 (MT27)

El tipo de mensaje 27 es transmitido para aumentar el valor de σ_{UDRE} (precisión en los parámetros de integridad) en las áreas seleccionadas, los parámetros de este tipo de mensaje solo son aplicados al proveedor que transmite este tipo de mensaje. Cada mensaje de tipo 27 especifica los factores σ_{UDRE} que deben aplicarse a los algoritmos de integridad de los usuarios cuando estén dentro o fuera de las regiones geográficas especificadas en el mensaje. Se aplica un indicador δ_{UDRE} a los usuarios que se encuentren en las regiones indicadas en el mensaje, se aplicará un segundo indicador δ_{UDRE} a los usuarios situados fuera de estas regiones.

Tipo de mensaje 28 (MT 28)

El tipo de mensaje 28 es transmitido para proporcionar la relación entre el reloj y los errores de efemérides (matriz varianza-covarianza). Es una ampliación de la información contenida en σ_{UDRE} donde se especifica la corrección en función de la posición del usuario. Este tipo de mensaje, proporciona una mayor disponibilidad dentro del volumen de servicios y aumenta la integridad fuera.

Tipo de mensaje 62 (MT62)

Mensaje interno de prueba, mensaje sin contenido.

Tipo de mensaje 63 (MT63)

Mensaje de tipo nulo, de relleno.

ANEXO II : Características Técnicas del Instrumental Utilizado

Leica GPS1200+

Especificaciones técnicas y características del sistema



Receptores GPS1200+	GX1230+ GNSS/ ATX1230+ GNSS	GX1220+ GNSS	GX1230+	GX1220+	GX1210+
GNSS technology	SmartTrack+	SmartTrack+	SmartTrack	SmartTrack	SmartTrack
Type	Triple frecuencia	Triple frecuencia	Doble frecuencia	Doble frecuencia	Monofrecuencia
Channels	120 canales L1/L2/L5 GPS L1/L2 GLONASS E1/E5a/ E5b/ A1R-BOC Galileo Compass ¹ 4 SBAS	120 canales L1/L2/L5 GPS L1/L2 GLONASS E1/E5a/ E5b/ A1R-BOC Galileo Compass ¹ 4 SBAS (con opción DGPS)	16 L1 + 16 L2 GPS 4 SBAS	16 L1 + 16 L2 GPS 4 SBAS (con opción DGPS)	16 L1 GPS 4 SBAS (con opción DGPS)
Ampliado a					
GX1230+ GNSS	-	SI	SI	SI	SI
RTK	SmartCheck+	No	SmartCheck	No	No
Indicadores de estado	3 Indicadores LED (GX1200+); para alimentación, seguimiento, memoria				
Receptores GPS1200+	GX1230+ (GNSS) / GX1220+ (GNSS)	GX1210+	ATX1230+ GNSS		
Puertos	1 puerto de alimentación, 3 puertos seriales, 1 puerto de controlador; 1 puerto de antena	1 puerto de antena	1 puerto alimentación/controlador Puerto de tecnología inalámbrica Bluetooth SM		
Tensión de alimentación, Nominal	12 VCC				
Consumo	receptor 4,6 W + controlador + antena				
Entradas y PPS	Opcional 1 puerto de salida PPS 2 puertos de entrada	Opcional: 1 puerto de salida PPS 2 puertos de entrada			
Antena estándar	SmartTrack+ AX1203+ GNSS	SmartTrack AX1201	SmartTrack+ ATX1230+ GNSS		
Plano de tierra integrado	Plano de tierra integrado		Plano de tierra integrado		

Lo siguiente es aplicable a todos los receptores excepto en lo señalado.

Fuente de alimentación	Dos baterías Ion-litio 4.4 Ah/7,4 V en interior del receptor. Una Ion-litio 2,2 Ah/7,4 V insertada en ATX1230+ GNSS y RX1250.
Baterías Ion-Li insertables	Alimentan receptor + controlador + antena SmartTrack durante 17 horas (para registro de datos).
Lo mismo para GNSS y TPS	Alimentan receptor + controlador + antena SmartTrack + radiomódem de baja potencia o teléfono durante 11 horas (para RTK/DGPS). Alimenta SmartAntenna + controlador RX1250 durante unas 6 horas (para RTK/DGPS)
Alimentación externa	Entrada de alimentación externa 10,5 V a 28 V.
Pesos	Receptor 1,20 kg, controlador 0,48 kg (RX1210) y 0,75 kg (RX1250). Antena SmartTrack 0,44 kg, SmartAntenna 1,12 kg, Batería Ion-Li insertable 0,11 kg (2,2 Ah) y 0,2 kg (4,4 Ah). Bastón de fibra de carbono con antena SmartTrack y controlador RX1210: 1,80 kg. Todo en bastón: bastón de fibra de carbono con SmartAntenna, controlador RX1250 y baterías insertables: 2,74 kg.

Temperatura	Funcionamiento: Receptor -40°C hasta +65 °C
ISO9022	Antenas -40°C hasta +70 °C
MIL-STD-810F	Controladores -30°C hasta +65 °C Controlador RX1250c -30°C hasta +50 °C Almacenamiento: Receptor -40°C hasta +80°C Antenas -55°C hasta +85 °C Controladores -40°C hasta +80°C Controlador RX1250c -40°C hasta +80°C
Humedad	Receptor, antenas y controladores ISO9022, MIL-STD-810F hasta 100 % humedad.
Protección contra agua, polvo y arena	Receptor, antenas y controladores: Resistente al agua e Inmersión temporal de 1 m. Po7, MIL-STD-810F
Choque/Calida contra superficie dura	Receptor: resiste la caída de 1 m contra una superficie dura. Antenas: resiste la caída de 1 m sobre una superficie dura.
Dejar caer bastón	Receptor, antenas y controladores: resisten la caída si se viene abajo el bastón.
Vibraciones	Receptor, antenas y controladores: ISO9022 Aguantan vibraciones sobre grandes máquinas de construcción. Sin pérdidas de señal. MIL-STD-810F

¹La señal Compass no está terminada aún, sin embargo, los receptores GPS1200+ han captado las señales test en un entorno de prueba. Dado que pueden producirse cambios en la estructura de la señal, Leica Geosystems no puede garantizar la total compatibilidad con Compass.

ESPECIFICACIONES TÉCNICAS ASTERx2e

CARACTERÍSTICAS

*Seguimiento de señales GPS y GLONASS Doble-Frecuencia L1/L2 código y fase.

*136 canales físicos para seguimiento simultáneo de todos los satélites GPS y GLONASS visibles.

*25 Hz tasa de salida datos (seleccionable por usuario).

*Estimador Multipath A Posteriori (APME).

*GPS Diferencial (Estación base y móvil).

*Incluye hasta 3 canales SBAS (EGNOS, WAAS, otros).

*Control de energía supervisado por el usuario, innovador y flexible.

*Salida x PPS (x = 1, 2, 5, 10).

*2 Marcadores de eventos.

*RAM incluido.

*Salida datos crudos (código, fase, datos navegación).

*Cuatro puertos serie.

*1 Puerto USB.

*Salida en Formato Binario Septentrio (SBF) muy compacto y detallado.

*Salida en formato NMEA v2.30, hasta 10 Hz.

*RTCM v2.2, 2.3, 3.0 ó 3.1.

*CMR 2.0 y CMR+.

*Compactas soluciones en placa OEM y en carcasa.

*Incluye intuitiva aplicación gráfica (RxControl) y detallados manuales de instalación y operación.

PRODUCTOS ASTERx2e



Asterx2e OEM



Kit Integrador



Asterx2e HDC

RENDIMIENTO

PreCISIONES Postionamiento^{1,2,3,4}

	Horizontal	Vertical
Autónomo	1.3 m	1.9 m
SBAS	0.9 m	0.8 m
DGPS	0.5 m	0.9 m

Rendimiento RTK^{1,4,4}

	Horizontal ⁴	Vertical ⁴	Tiempo medio en fijar ⁴
Horizontal ⁴	1 cm = 1ppm		
Vertical ⁴	2 cm = 2ppm		
Tiempo medio en fijar ⁴			7 s

PreCISIONES Velocidad^{1,2,3}

	Horizontal	Vertical
Autónomo	0.8 cm/s	1.3 cm/s

Máxima tasa salida
Latencia

Máxima tasa salida	25 Hz
Latencia	< 20 ms

PreCISIONES Tiempo³

1PPS	10 ns
Precisión Eventos	< 10 ns

Precisión Observaciones^{1,2,3}

C/A Pseudodistancias	0.05 m (GPS) ⁶	0.1 m
	0.16 m (GPS) ^{7,8}	0.1 m
	0.07 m (GLONASS) ⁶	0.1 m
	0.25 m (SBAS) ^{9,10}	0.1 m

GPS P2 Pseudodistancias⁷

GLONASS P Pseudodistancias⁷

L1 Fase Portadora

L2 Fase Portadora

L1/L2 Doppler

Tiempo Primer Fijo

Arranque en Frio¹¹

Arranque en Caliente¹¹

Re-adquisición

Rendimiento Seguimiento

(Umbral C/N₀)^{12,13,14}

Seguimiento

Adquisición

Aceleración

Sacudidas

Observaciones a 1 Hz.

Rendimiento dependiente de condiciones del entorno.

10m L1; 4 Línea base <2 km.

C/N₀ > 15 dB-Hz; 6 Sacudido.

No acelerado; 8 Píxeles Multipath desactivado.

Píxeles Multipath activado.

Si la información disponible por almacenamiento es pobre (aproximado).

Control de velocidad y posición aproximado.

10m; 14 Velocidad máxima 400 m/s.

Dependencia de ajuste de usuario en parámetros base septentrio.

Corrección de adaptabilidad; 17 Fuente de seguimiento.



FÍSICAS Y AMBIENTALES

OEM

Tamaño	60 x 90 mm
Peso	60g
Voltaje Entrada	+3.3 VCC

HDC

Tamaño	130 x 185 x 46 mm
Peso	510g
Voltaje Entrada	9-30 VCC

Potencia Salida Antena LNA

Voltaje Salida +5 VCC

Corriente máx. 200 mA

Potencia consumida 1.5 W típica

Temperatura -40 a +70°C

Funcionamiento -40 a +70°C

Temperatura -40 a +85°C

Almacenamiento -40 a +85°C

Humedad 5% a 95% (sin condensación)

Conectores TNC hembra

Antena ODU 5 pines hembra

Energía (HDC) ODU 16 pines hembra

COM1 (HDC) ODU 16 pines hembra

COM2 (HDC) ODU 16 pines hembra

OTROS PRODUCTOS SEPTENTRIO

Asterx1 - Plataforma de compactos receptores GNSS que ofrecen datos de alta calidad en código/fase GPS y GALILEO en posicionamiento mono-frecuencia de hasta 50 Hz (incluyendo DGPS y L1 RTK) hasta a 50 Hz.

Asterx1 - Plataforma de compactos receptores GNSS asistidos por una IMU que ofrecen datos de alta calidad hasta a 50 Hz en posicionamiento RTK combinando observaciones IMU+GNSS. Adicionalmente ofrece datos de resultado (+velocidades y aceleraciones) en entornos con ocultaciones de satélites, allí donde los receptores GNSS convencionales fallan.

Polarx2eH y **Polarx2eP** - Un producto único. Receptor de una sola placa, doble-frecuencia y multi-antena que puede conectarse a 2 ó a 3 antenas para aplicaciones de control de maquinaria, rumbo/actitud u otras aplicaciones multi-antena.

Polarx3e - Un versátil receptor GNSS doble-frecuencia de alto rendimiento para aplicaciones de posicionamiento preciso y navegación. Junto a sus observaciones de alta calidad GPS, proporciona datos GLONASS doble-frecuencia y GPS modernizado (L2C).

Polarx3eG - Un receptor GNSS doble-frecuencia de alto rendimiento que proporciona el acceso a las nuevas señales Galileo. También soporta las señales GPS modernizadas.

Polarx3eTR - Un receptor GNSS doble-frecuencia para aplicaciones de control y referencia de Tiempo.

Polarx3eTR - Un receptor GNSS doble-frecuencia para aplicaciones de control y referencia de Tiempo.

Polarx3eTR - Un receptor GNSS doble-frecuencia para aplicaciones de control y referencia de Tiempo.

Polarx3eTR - Un receptor GNSS doble-frecuencia para aplicaciones de control y referencia de Tiempo.

RxControl - RxControl es una intuitiva interfaz de usuario para configurar y controlar todo tipo de receptores Polarx y monitorizar, registrar y depositar datos de modo remoto.

RxMobile - Un dispositivo de campo, portable único e intuitivo para los receptores Polarx. RxMobile permite controlar el receptor, monitorizar las soluciones de navegación y acceder a sus funciones del mismo modo sencillo e intuitivo que ofrece RxControl.

SSNDS 05/2009/13

Distribuidor Autorizado en España:
ARETEI ASISTENCIA S.L.L.
C/ Residencial Reina, 12
29713, Málaga.

Web: www.aretai.com
e-mail: aretai@aretai.com
(*34) 95 1707600 / 613989819.
(*34) 920 100888 / 617450180.

Aún siendo exactas y fiables, Septentrio se reserva el derecho de alterar las especificaciones anteriores sin previo aviso. Septentrio no asume ninguna responsabilidad derivada del uso de sus equipos, ni por infracciones de patentes u otros derechos de terceros partes como resultado de su utilización. Algunas características y/o especificaciones pueden no ser aplicables a todos los modelos. ©2008 Septentrio Satélites Navegación. Todos los derechos reservados. Especificaciones Septentrio originales disponibles en www.septentrio.com

SISTEMA GNSS TRIMBLE R8

ESPECIFICACIONES DE FUNCIONAMIENTO

Mediciones

- Tecnología Trimble R-Track
- Chip GNSS topográfico personalizado Trimble Maxwell 6 con 220 canales
- Correlador múltiple de alta precisión para medidas de pseudodistancia de GNSS
- Sin filtrado, datos de medidas de pseudodistancia sin suavizado, para lograr un bajo ruido, pocos errores por trayectoria múltiple, una correlación de dominio de bajo tiempo y una respuesta de alta dinámica
- Medidas de fase portadora GNSS de muy bajo ruido con una precisión <1 mm en un ancho de banda de 1 Hz
- Las razones de señal-ruido se señalan en dB-Hz
- Probada tecnología de rastreo de baja elevación de Trimble
- Las señales de satélites se rastrean simultáneamente:
 - GPS: L1CA, L2C, L2E (Método de Trimble para el rastreo de L2P), L5
 - GLONASS: L1CA, L1P, L2CA (GLONASS M solamente), L2P
 - SBAS: L1CA, L5
 - Galileo GIOVE-A y GIOVE-B

Posicionamiento GPS de código diferencial¹

Horizontal	0,25 m + 1 ppm RMS
Vertical	0,50 m + 1 ppm RMS
Precisión de posicionamiento WAAS diferencial ²	Por lo general <5 m 3DRMS

Levantamientos GPS estáticos y FastStatic (estáticos rápidos)¹

Horizontal	3 mm + 0,1 ppm RMS
Vertical	3,5 mm + 0,4 ppm RMS

Levantamientos cinemáticos¹

Horizontal	10 mm + 1 ppm RMS
Vertical	20 mm + 1 ppm RMS
Tiempo de inicialización ³	Típico <10 segundos
Fiabilidad en la inicialización ⁴	Típico >99,9%

HARDWARE

Físicas

Dimensiones (AnchoxAlto) 19 cm x 11,2 cm (7,5 pulg x 4,4 pulg), Incluyendo los conectores

Peso 1,34 kg (2,95 lb) con la batería interna, radio interna, antena UHF estándar, Móvil RTK completo de 3,70 kg (8,16 lb)

Incluyendo las baterías, el jalón, el controlador y el soporte

Temperatura⁵

De funcionamiento -40 °C a +65 °C (-40 °F a +149 °F)

De almacenamiento -40 °C a +75 °C (-40 °F a +167 °F)

Humedad 100%, con condensación

Impermeable/resistente al polvo Cumple con el estándar IP67 de resistencia al polvo; protección frente a inmersiones temporales de 1 m (3,28 pies)

© 2008–2020, Trimble Navigation Limited. Reservados todos los derechos. Trimble y el logo del Globo Interactivo y el Símbolo son marcas comerciales de Trimble Navigation Limited, registrados en los Estados Unidos y en otros países. Aconet, Integrated Surveying, Maxwell, R-Track, Signal Precision, Trimble Survey Controller, VRS y Web Station son marcas comerciales de Trimble Navigation Limited. La marca con el símbolo Bluetooth y su logo son propiedad de Bluetooth SIG, Inc. y todo uso de otras marcas por parte de Trimble Navigation Limited es bajo licencia. Todas las otras marcas son propiedad de sus respectivos titulares. NP 023220-003A-0 (11/16)

Golpes y vibraciones Ha sido probado y cumple con los siguientes estándares medioambientales:
 Golpes Apagado: ha sido diseñado para resistir caídas de hasta 2 m (6,6 pies) sobre hormigón.
 Encendido: de diente de sierra hasta 40 G, 10 mseg
 Vibraciones Cumple con el estándar MIL-STD-810F, FIG.514.5C-1

Eléctricas

- Entrada de alimentación externa de 11 a 28 V CC con protección contra sobretensión en el puerto 1 (Lemo de 7 pines)
- Batería de Litio-Ion recargable, extraíble de 7,4 V, 2,4 Ah en un compartimiento interno para batería. El consumo de alimentación es de 3,2 W, en el modo móvil RTK con radio interna. Tiempos de funcionamiento con la batería interna:
 - De 450 MHz con capacidad de recepción solamente 5,8 horas⁶
 - De 450 MHz con capacidad de recepción/transmisión 3,7 horas⁶
 - GSM/GPRS 4,1 horas⁶
- Certificación Clase B Parte 15, 22, 24 de la certificación FCC, 850/1900 MHz. Clase 10 con módulo GSM/GPRS. Con aprobación de marca de tipo CE y marca (tic) C

Comunicaciones y almacenamiento de datos

- Serie de 3 cables (Lemo de 7 pines) en el puerto 1. Serie RS-232 completo en el puerto 2 (Dsub de 9 pines)
- Opción de radio receptor/transmisora de 450 MHz, totalmente integrada y sellada:
 - Potencia de transmisión: 0,5 W
 - Rango⁷: por lo general de 3–5 km / 10 km óptimo
- Opción GSM/GPRS totalmente integrada y sellada⁸
- Puerto de comunicaciones totalmente integrado y sellado de 2,4 GHz (Bluetooth)⁹
- Soporte para teléfono celular externo para los módems GSM/GPRS/CDPD para operaciones RTK y VRS
- Almacenamiento de datos en 57 MB de memoria interna: 40,7 días de observables brutos (aprox. 1,4 MB/día), en función del registro de datos de 14 satélites en intervalos de 15 segundos
- Posicionamiento a 1 Hz, 2 Hz, 5 Hz, 10 Hz y 20 Hz
- Entrada y salida CMRS, CMRS, RTCM 2.1, RTCM 2.3, RTCM 3.0, RTCM 3.1
- 16 salidas NMEA, salidas GSOF, RT17 y RT27. Compatible con fase portadora suavizada y BINEX

¹ La precisión y fiabilidad están sujetas a anomalías tales como la trayectoria múltiple, obstrucciones y la geometría de los satélites y las condiciones atmosféricas. Siempre cumple con las prácticas topográficas recomendadas.

² Depende del funcionamiento del sistema WAAS/GNSS.

³ Puede verse afectado por las condiciones atmosféricas, las señales de trayectoria múltiple, las obstrucciones y la geometría de los satélites.

⁴ Puede verse afectado por las condiciones atmosféricas, las señales de trayectoria múltiple y la geometría de los satélites. La fiabilidad de inicialización se controla continuamente a fin de asegurar la más alta calidad.

⁵ Normalmente, el receptor funcionará hasta -40 °C, la capacidad normal de las baterías internas está fijada en -20 °C.

⁶ Varía con el terreno y las condiciones operativas.

⁷ Varía con la temperatura.

⁸ Varía con la temperatura y la tasa de datos inalámbricos.

⁹ Las aprobaciones del tipo de tecnología Bluetooth son específicas según el país. Contacte con el representante u oficina local de Trimble para obtener más información.

Las especificaciones están sujetas a cambios sin previo aviso.



DISTRIBUIDOR AUTORIZADO TRIMBLE

AMÉRICA DEL NORTE

Trimble Engineering
& Construction Group
5475 Kellenburger Road
Dayton, Ohio 45424-1099
E.E.U.U.
800-538-7800 (Número sin cargo)
Teléfono +1-937-245-5154
Fax +1-937-233-9441

EUROPA

Trimble Germany GmbH
Am Prime Parc 11
65479 Rausheim • ALEMANIA
Teléfono +49-6142-2100-0
Fax +49-6142-2100-550

ASIA-PACÍFICO

Trimble Navigation
Singapore Pty Limited
80 Marine Parade Road
#22-06, Parkway Parade
Singapore 449269 • SINGAPUR
Teléfono +65-6348-2212
Fax +65-6348-2232



www.trimble.com

RECEPTOR GPS TRIMBLE 5700

ESPECIFICACIONES DE RENDIMIENTO

Mediciones

- Tecnología Trimble R-Track
- Chip GNSS topográfico personalizado Trimble Maxwell™ avanzado
- Correlador múltiple de alta precisión para medidas de pseudodistancia GNSS
- Sin filtrado, datos de medidas de pseudodistancia sin suavizado para lograr un bajo ruido, pocas omisiones por trayectoria múltiple, una correlación de dominio de bajo tiempo y una respuesta dinámica alta
- Medidas de fase portadora GNSS de muy bajo ruido con una precisión <1 mm en un ancho de banda de 1 Hz
- Las razones de señal-ruido se señalan en dB-Hz
- Probada tecnología de rastreo de baja elevación de Trimble
- Código CIA de L1 con 24 canales, código de fase portadora completo de LVL2
- 2 canales adicionales para compatibilidad con SBAS WAAS/EGNOS

Posicionamiento GPS de código diferencial¹

Horizontal	±0,25 m + 1 ppm RMS
Vertical	±0,50 m + 1 ppm RMS
Precisión de posicionamiento diferencial WAAS ² ... por lo general <5 m 3DRMS	
Levantamientos GPS estático y Fast Static ³	
Horizontal	±5 mm + 0,5 ppm RMS
Vertical	±5 mm + 1 ppm RMS
Levantamientos dinámicos ⁴	
Horizontal	±10 mm + 1 ppm RMS
Vertical	±20 mm + 1 ppm RMS
Tiempo de inicialización ⁵	por lo general <10 segundos
Fiabilidad en la inicialización ⁶	por lo general >99,9%

HARDWARE

Carcasa

- Carcasa De aleación de magnesio, fuerte, ligera y totalmente sellada
- Dimensiones (AnchoxAltoxCargo) 13,5 cm x 8,5 cm x 24 cm (5,3 pulg x 3,4 pulg x 9,5 pulg)
- Peso 1,5 kg (3 lb) con baterías internas, radio interna, cargador de batería interno, antena UHF estándar.
- Móvil RTK completo de menos de 4 kg (8,8 lb), incluyendo baterías para 7 horas, el jalón y el controlador y el soporte

Temperatura⁷

- De funcionamiento -40 °C a +65 °C (-40 °F a +149 °F)
- De almacenamiento -40 °C a +90 °C (-40 °F a +176 °F)
- Humedad 100%, con condensación
- Impermeable/Resistente al polvo Cumple el estándar IP67 de resistencia al polvo; protección frente a inmersiones temporales de 1 m (3,28 pies)
- Golpes y vibraciones Ha sido probado y cumple con los siguientes estándares:
- Golpes Apagado: Ha sido diseñado para resistir caídas de hasta 1 m (3,3 pies) sobre hormigón.
- Encendido: de cliente de siema de hasta 40 G, 10 msig
- Vibraciones Cumple con el estándar MIL-STD-810F, FIG.514.5C-1

Eléctricas

- Entrada de alimentación de 10,5 V DC a 28 V DC con protección contra sobretensión
- Dos baterías de ion litio recargables, extraíbles de 7,4 V, 2,4 Ah en compartimientos internos para batería
- Consumo de alimentación:
 - 4,0 W para el receptor solamente (rastreo y registro)
 - 4,4 W incluyendo radio interna (sin recepción de CMR)
 - 5,5 W (rastreo de SV, registro a 1 Hz, antena externa y RTK en modo fijo)
- Tiempos de funcionamiento con la batería interna:
 - >10 horas con procesamiento
 - 6-8 horas RTK (con dos baterías de 2,4 Ah)
- Cargador de batería interno con adaptador AC externo, no se requiere cargador externo
- Salida de alimentación:
 - 6,5 V a 20 V (Puerto 1) máx 50 mA
 - 10,5 V a 28 V (Puerto 3) máx 0,5 A
- Certificación: Parte 15B Clase B de la certificación FCC, cumple con el estándar ICES-003 Clase B, con aprobación de marca de tipo CE y marca (f/c) C con aprobación de Radio de la Industria de Canadá y FCC con aprobación IEC 60950-1 en cuanto a seguridad

Comunicaciones y almacenamiento de datos

- 2 puertos de alimentación externa, 2 puertos de batería interna, 3 puertos en serie
- USB integrado para lograr velocidades de descarga de datos de más de 1 megabit por segundo
- Opción de radiomódem UHF interno totalmente integrado y sellado
- Compatibilidad con teléfonos móviles externos para módems GSM/GPRS/CDPD para operaciones RTK y VRS
- Entrada y salida CMR, RTCM 2.1, RTCM 2.3, RTCM 3.0, RTCM 3.1
- 16 salidas NMEA, Salida GSOFF y RT17
- Entradas de marcadores de eventos dobles
- Salida de 1 pulso por segundo
- Almacenamiento de datos en memoria CompactFlash de 256 MB en intervalos de 15 segundos:
 - 8900 horas de observables brutos, con 8 SV como promedio

¹ La precisión y fiabilidad están sujetas a anomalías tales como la trayectoria múltiple, obstrucciones, la geometría de los satélites y las condiciones atmosféricas. Siempre consulte con las prácticas topográficas recomendadas.

² Depende del rendimiento del sistema WAAS/EGNOS.

³ Puede verse afectado por las condiciones atmosféricas, los señales de trayectoria múltiple, las obstrucciones y la geometría de los satélites.

⁴ Puede verse afectado por las condiciones atmosféricas, los señales de trayectoria múltiple y la geometría de los satélites. La fiabilidad de inicialización se controla continuamente a fin de asegurar la más alta calidad.

⁵ Normalmente, el receptor funciona hasta -40 °C, la capacidad nominal de las baterías está fijada en -20 °C.

Las especificaciones están sujetas a cambio sin previo aviso.



© 2004-2005, Trimble Navigation Limited. Reservados todos los derechos. Trimble es el logo del Globo Verde y el Triángulo son marcas comerciales de Trimble Navigation Limited, registrado en los Estados Unidos y en otros países. Integrated Surveying, iSurvey y Trimble Survey Controller son marcas comerciales de Trimble Navigation Limited. Todas las otras marcas son propiedad de sus respectivos titulares. PB 6225-05-0105-1 05/05



AMÉRICA DEL NORTE

Trimble Engineering &
Construction Group
5475 Kellenburger Road
Dayton, Ohio 45424-1099 • EE.UU.
800-538-7800/Teléfono sin cargo
Teléfono +1-937-245-5154
Fax +1-937-233-9441

EUROPA

Trimble GmbH
Am Prime Parc 11
65479 Raunheim • ALEMANIA
Teléfono +49-6143-2100-0
Fax +49-6143-2100-550


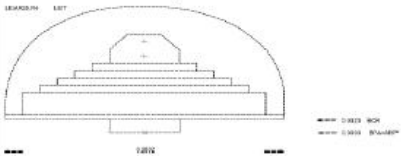
ASIA-PACÍFICO

Trimble Navigation
Singapore Pty Limited
80 Marine Parade Road
#02-06, Parkway Parade
Singapore 449269 • SINGAPUR
Teléfono +65-6348-2212
Fax +65-6348-2232



www.trimble.com

ANEXO III : Reseña de Estación Permanente ALMO

		Área de Geodesia Subdirección General de Geodesia y Cartografía	
Reseña de Estación Permanente - ERGNSS			25-abr-2015
Situación:			
Código.....: ALMO	Municipio: Almodóvar del Campo		
Nombre.....: Almodóvar Campo	Provincia: Ciudad Real		
Código IERS.: 1940SM001	Instalación...: 26 de Junio de 2013		
Localización: Oficina Comarcal Agraria C/ Doctor Fleming, 9 Almodóvar del Campo 13580 Ciudad Real			
Construcción: Bloque de hormigón armado. La marca de coordenadas se encuentra en placa metálica.			
Coordenadas ETRS89:			
Longitud.....: - 4° 10' 48,91572"	X.....: 4971155.646 m.		
Latitud.....: 38° 42' 19,83558"	Y.....: -363336.465 m.		
Altitud elipsoidal: 743.364 m.	Z.....: 3967322.553 m.		
X UTM.....: 397375.814 m.	Altitud sobre el nivel medio del mar:		
Y UTM.....: 4284756.534 m.			
Huso.....: 30			
Instrumentación:			
Receptor: LEICA GR25			
Antena: LEIAR25.R4 LEIT Altura: 0,0606 m. (ARP)			
Offset de centros de fase de antena: L1 0,156 m. L2 0,154 m.			
Esquema antena			
			
Información adicional:			
Esta estación permanente pertenece a la red ERGNSS.			
Datos horarios a 1, 5, 15 y 30 segundos y diarios a 30 segundos http://ftp.geodesia.ign.es			
Emite correcciones diferenciales a través del Caster http://ergnss-ig.ign.es a través de los puntos de montaje:			
<ul style="list-style-type: none"> - ALMO1 formato de la corrección RTCM versión RTCM 2.3 - ALMOD formato de la corrección RTCM versión RTCM 3.1 			
E-mail de contacto: huzon-geodesia@fomento.es			
Observaciones:			

