



Universidad Nacional
Autónoma de
México

UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

FACULTAD DE INGENIERÍA

**NAVEGACIÓN SATELITAL EN
AERONAVES COMERCIALES Y SU
IMPLEMENTACIÓN EN MÉXICO**

T E S I S

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE :

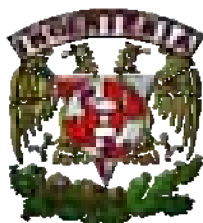
INGENIERO ELÉCTRICO ELECTRÓNICO

P R E S E N T A :

DAVID GUERRERO MANNING CASTELÁN

DIRECTOR DE TESIS:

DR. JORGE PRADO MOLINA



CIUDAD UNIVERSITARIA

OCTUBRE 2008



Universidad Nacional
Autónoma de México

Dirección General de Bibliotecas de la UNAM

Biblioteca Central



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

Todo el material contenido en esta tesis esta protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.

RECONOCIMIENTOS.

A la Universidad Nacional Autónoma de México, máxima casa de estudios de nuestro país.

A la Facultad de Ingeniería y a todos mis maestros por guiarme, formarme e iluminarme el camino para convertirme en profesional de la Ingeniería.

A Servicios a la Navegación en el Espacio Aéreo Mexicano (SENEAM) por las facilidades brindadas para la consecución de esta tesis.

Al Ing. Fernando Ramírez Suárez de SENEAM, líder del proyecto WAAS, por su invaluable asesoría profesional, orientación, consejos y apoyo brindados para la realización de esta tesis.

Al Instituto de Geografía de la UNAM por el apoyo académico para la realización de esta tesis.

A mi director de tesis, Dr. Jorge Prado Molina, por su invaluable asesoría y guía profesionales durante todo el trabajo académico realizado, así como también por sus oportunos consejos.

A Armando Peralta Higuera, consultor ambiental para los proyectos de Texcoco y Tizayuca del nuevo AICM, por su ayuda brindada en la última etapa de esta tesis.

DEDICATORIAS.

A mi madre que, sin escatimar esfuerzo alguno, ha sacrificado gran parte de su vida para ayudarme a concluir mis estudios superiores e iniciarme en mi etapa como profesional de la ingeniería.

A mi abuela, que desde el cielo recibo sus bendiciones...

AGRADECIMIENTOS.

Es mi anhelo expresar mi más sincero agradecimiento:

A ti mamá, de nuevo, por tu infinito Cariño, Comprensión y Apoyo incondicionales para no sucumbir en el camino por concluir mis estudios profesionales.

A mi hermano, por todos tus consejos en momentos cruciales de mi vida.

A mi padre, por tu apoyo durante esta etapa de mi vida.

A mi tío Marcial Guerrero, por toda tu invaluable ayuda.

A Alejandro Villarreal, por tu inagotable ayuda y comprensión para la consecución de mi objetivo.

Al Dr. Rafael Solana, por su apoyo a lo largo de todos estos años.

A todos mis amigos de antaño y de ahora, que estuvieron siempre apoyándome.

ÍNDICE.

Reconocimientos	i
Dedicatorias	ii
Agradecimientos	iii
Índice	iv
Resumen	vi
1 INTRODUCCIÓN	1
1.1 Métodos de Navegación.	2
1.1.1. Navegación astronómica.	2
1.1.2. Navegación por detalles en el terreno (Navegación Visual).	2
1.1.2.1 Vuelo visual y vuelo por instrumentos.	3
1.1.3. Navegación a estima (<i>dead reckoning</i>).	3
1.1.4. Navegación por Instrumentos de radio.	3
1.1.4.1 Radiofaros	3
1.1.4.2 Ayuda para la aproximación y el aterrizaje por instrumentos. (Instrument Landing System).	4
1.1.5 Navegación Inercial.	5
1.2 Sistemas de navegación satelital.	6
1.2.1 El GPS NAVSTAR.	7
1.2.1.1 Segmento Espacial.	7
1.2.1.2 Segmento Terrestre.	7
1.2.1.3 Segmento de Usuario	8
1.2.1.4 El Mensaje de Navegación	8
1.2.1.5 La Integridad	8
1.2.1.6 Combinación del GPS con otros Sistemas	9
1.2.1.7 Sistema de Navegación GLONASS	9
1.2.1.8 Sistemas GPS y GLONASS en aviación.	10
1.3 Posicionamiento mediante triangulación.	10
1.3.1 Fuentes de error en el posicionamiento.	12
1.4 El GPS Diferencial	12
1.5 WAAS (Wide Area Augmentation Systems)	13
1.6 Implementación de la navegación satelital en México.	14
2 SISTEMAS DE POSICIONAMIENTO SATELITALES	15
2.1 Los Sistemas GPS, GLONASS, GNSS y GALILEO	16
2.2 El Sistema GPS_NAVSTAR	17
2.2.1 Segmentos Espacial, de Usuario y de Control.	18
2.2.2 Señales transmitidas por los satélites GPS – NAVSTAR	19
2.2.2.1 Frecuencia de transmisión de las Señales Portadoras	20
2.2.2.1.1 Señales de Acceso Múltiple por División de Código (CDMA)	21
2.2.2.2 Códigos pseudo aleatorios	21
2.2.2.2.1 Código P.	22
2.2.2.2.2 Código C/A y Formato de Datos	22
2.2.3 Mensajes de Navegación	23
2.2.3.1 Los enunciados NMEA	23
2.3 Errores en el Posicionamiento	25
2.3.1 Retrasos Atmosféricos	26
2.3.2 Recepción Multiseñal	27
2.3.3 Dilución Geométrica de la Precisión	27
2.3.4 Disponibilidad Selectiva	29
2.3.5 Error de distancia equivalente del usuario (UERE).	29
2.4 Métodos de Corrección de la posición (GPS diferencial, WAAS y LAAS)	29
2.4.1 GPS Diferencial	29
2.4.2 WAAS (Wide Area Augmentation System)	30

2.4.3	LAAS (Local Area Augmentation System)	31
2.4.3.1	Esquema básico de WAAS/LAAS	32
3	SISTEMAS DE AUMENTACIÓN SATELITAL Y SU UTILIZACIÓN EN LA NAVEGACIÓN AÉREA.	33
3.1	Ventajas de la utilización del sistema WAAS.	34
3.2	Códigos C/A y Mensajes WAAS	35
3.2.1	Código C/A WAAS	35
3.2.2	Funcionamiento y contenido de información de la señal WAAS	36
3.2.3	Cronometraje	36
3.2.4	Relaciones entre los diferentes tipos de mensaje	37
3.3	Mensajes WAAS	37
3.3.1	Correcciones rápidas en los mensajes tipos 2 – 5.	37
3.3.2	Información de Integridad en el Mensaje Tipo 6	38
3.3.3	Mensaje tipo 18 correspondiente a máscara de red ionosférica.	38
3.3.4.	Mensaje tipo 26, correcciones de retraso ionosférico.	38
3.3.5	Mensaje tipo 9, GEO – Navegación.	39
3.4	Integridad de WAAS	39
3.4.1	Arquitectura para asegurar la integridad del sistema.	43
3.4.1.1	WRS (WAAS Reference Station)	43
3.4.2	WMS (WAAS Master Station)	45
3.4.3	Estaciones Terrenas (GES Ground Earth Station)	46
3.4.3.1	GUS (GEO Uplink Subsystem)	46
3.4.4	Red Terrestre de Comunicaciones (TCN)	48
3.4.5	Satélites Geoestacionarios WAAS	49
3.4.6	Amenazas a la integridad	49
3.5	Seguridad	51
3.5.1	Tolerancia a fallas en el sistema	51
3.6	Certificación del Sistema WAAS.	52
4	SISTEMA DE NAVEGACIÓN SATELITAL IMPLEMENTADO EN MÉXICO.	54
4.1	WAAS (Wide Area Augmentation System)	54
4.1.1	Sistema de aumentación de área local (LAAS)	55
4.1.1.1	Cobertura del sistema LAAS.	56
4.1.1.2	Interfaz del sistema LAAS con los instrumentos de vuelo.	56
4.1.1.2.1	Área de desviación lateral.	56
4.1.1.2.2	Área de desviación vertical.	57
4.2	Esquema utilizado para la implementación de la Navegación Satelital en la República Mexicana.	59
4.2.1	Estudio Ionosférico en México.	60
4.3	Planeación del sistema WAAS México.	62
4.4	Instalación del sistema WAAS México.	62
4.4.1	Fase de visitas de evaluación y recolección de datos	62
4.4.2	Fase de implementación e instalación de la estación	62
4.4.2.1	Requisitos específicos de instalación para todas las estaciones.	62
4.4.2.1.1	Prototipo estación de referencia WRS.	62
4.4.3	Fase de pruebas de aceptación.	65
4.4.3.1	Pruebas de funcionamiento en WRS mexicanas (San José del Cabo).	66
4.4.4	Fase del proceso de evaluación.	66
4.4.5	Fase de integración a la red	67
4.5	Arquitectura de comunicaciones para la integración al backbone de EU.	67
4.6	Caso práctico: aplicación de la tecnología GPS/WAAS en el proyecto del Aeropuerto de carga en Tizayuca, Hidalgo.	68
4.6.1	Contexto Histórico del Proyecto de Aeropuerto de Carga en Tizayuca,	68
4.6.2	Proyecto del Aeropuerto de Carga en el Valle de Tizayuca – Zapotlán	70
4.6.3	Espacio aéreo, navegación y aproximación terminal con GPS/WAAS/LAAS	71
5	CONCLUSIONES	76
	Glosario	79
	Bibliografía	84

RESUMEN

Los sistemas de navegación inercial (SNI), conformados básicamente por sensores de velocidad angular (giróscopos), acelerómetros y una computadora de a bordo que resuelve la orientación con respecto a un sistema de ejes de referencia inercialmente fijos; permiten determinar la posición geográfica y la orientación de un móvil en cualquier lugar del planeta. Estos equipos han sido utilizados tradicionalmente en la aviación comercial en las últimas décadas para determinar la posición (y la orientación en tres ejes) de las aeronaves y así estimar la distancia a su destino final.

No obstante, los SNI tienen el problema de la deriva, lo cual significa que su referencia va cambiando con el tiempo y los errores en la navegación se van acumulando. Algunos radiofaros (NDB, VOR, DME, ILS) mitigan la deriva, pero carecen de cobertura global, y la solución de la posición tiene errores de kilómetros. El GPS es un sistema basado en una constelación de satélites, que permite la determinación de la posición de un móvil en todo momento, bajo cualquier condición meteorológica; lo que representa una alternativa muy eficiente para el posicionamiento global.

Operando en modo WAAS, su error es del orden de 3 metros en cualquier lugar del planeta y no presenta variaciones a lo largo del tiempo, siendo esta su principal ventaja. No obstante esta característica, la autorización por la FAA no había sido liberada, argumentando el desconocimiento de su confiabilidad. Después de una serie de pruebas y de utilizarlo de manera experimental por varios años, no ha podido soslayarse la gran ventaja que tiene para la navegación el uso de los sistemas de localización satelital. Una vez terminados los estudios de confiabilidad e integridad del GPS, en modo WAAS, se aprobó finalmente su uso en la aviación comercial, para las etapas de despegue, navegación y aproximación. Dada su inminente utilización en la mayoría de los aeropuertos del mundo, y en particular en México, se hace imprescindible el estudio de su funcionamiento [25].

El sistema WAAS *brinda* cobertura global, que se usa en las etapas de navegación transoceánica, continental, de terminal, de aproximación y de superficie. Paralelamente, al llegar cerca del aeropuerto es necesario hacer uso del *Sistema de Aumentación de Área Local (LAAS)* que proporciona el servicio de localización de *terminal*, de *aproximación* y de superficie. El traslape que existe entre ellos es para propósitos de redundancia, ambos sistemas son independientes y compatibles.

El WAAS cuenta con 38 *estaciones de referencia (WAAS reference stations, WRS)* 29 localizadas en EU, 4 en Canadá y 5 en México, las cuales reciben las señales generadas por el sistema satelital GPS-NAVSTAR y las envían a dos estaciones maestras (*WAAS master stations, WMS*), donde una vez corregidas, son retransmitidas; primero a los satélites geoestacionarios (4 GEOs - INMARSAT III, denominados AOR-W, AOR-E, IOR y POR) y de éstos a las aeronaves, proporcionando una amplia cobertura y disponibilidad para la navegación.

Se presentan las características más importantes del esquema de navegación satelital GPS/WAAS y los resultados generales de las pruebas de funcionamiento, durante su implementación en algunos aeropuertos mexicanos, así como un estudio de aplicación de dicha tecnología tal que haga posible el manejo de aterrizajes y despegues simultáneos con límites mínimos de separación horizontal de 556 m para aproximación a pista y de 40 m en vertical para el nuevo aeropuerto de carga de Tizayuca, Hidalgo [25].

INTRODUCCIÓN

La *navegación aérea*, tema central de este trabajo de tesis, es el conjunto de técnicas y procedimientos que permiten conducir eficientemente una aeronave a su lugar de destino, asegurando la integridad de tripulantes y pasajeros [1].

El gran anhelo del hombre por el vuelo comenzó observando a las aves surcar el cielo con entera libertad. Fue entonces cuando surgió su motivación por el desarrollo de un aparato que lo elevase del suelo. Sin embargo, no fue sino hasta el surgimiento de Leonardo Da Vinci que se dieron los primeros estudios científicos sobre la aeronáutica, que, a principios del Siglo XX, derivaron en el vuelo de una máquina más pesada que el aire, hecho que marcó el inicio de la *navegación aérea* moderna [14].

La ciencia de la navegación se divide en cuatro métodos principales:

- 1) **Navegación astronómica**, observa los cuerpos celestes para determinar la posición sobre la superficie terrestre.
- 2) **Navegación visual**, navega mediante referencias geográficas y ayudas de navegación.
- 3) **Navegación a estima**: evalúa la posición aproximada de un móvil de acuerdo a su rumbo y velocidad.
- 4) **Navegación por radio**, es el sistema más importante y avanzado de navegación en la actualidad, emplea señales de radio de sistemas de navegación internos y externos [1].

Los problemas básicos de la navegación implican la determinación de la posición - dirección y la medida de la velocidad, distancia y tiempo; en el desplazamiento desde un punto a otro. La planificación inicial y los resultados finales de la navegación se trazan en *cartas aeronáuticas*. En ellas, la línea de declinación, según la cual la brújula marca el norte verdadero se denomina línea agónica, no obstante, el giróscopo determina la Longitud y, junto con el último registro almacenado de la Latitud, obtiene la coordenada geográfica de la aeronave.

La radio, como ayuda para la navegación aérea, fue utilizada por primera vez a comienzos del siglo XX, cuando los aviones fueron equipados con instrumentos capaces de recibir e interpretar la dirección de navegación a partir de los transmisores de banda comercial. Además de una planificación previa, para navegar eficazmente el piloto necesita determinar la posición relativa del aeroplano respecto a la superficie terrestre y dirigirlo en la dirección apropiada. Ambas cosas pueden hacerse mediante cualquiera de los siguientes métodos: *navegación visual* o *navegación por instrumentos de radio* [1].

Los sistemas de navegación inercial (SNI), conformados básicamente por sensores de velocidad angular (giróscopos), acelerómetros y una computadora de a bordo que resuelve la orientación con respecto a un sistema de ejes de referencia inercialmente fijos; permiten determinar la posición geográfica y la orientación de un móvil en cualquier lugar del planeta. Estos equipos han sido utilizados tradicionalmente en la aviación comercial en las últimas décadas para determinar la posición (y la orientación en tres ejes) de las aeronaves y así estimar la distancia a su destino final. No obstante, los SNI tienen el problema de la deriva, lo cual significa que su referencia va cambiando con el tiempo y los errores en la navegación se van acumulando. Algunos radiofaros (NDB – Non Directional Beacon, VOR - Very High Frequency Omnidirectional Range, DME – Distance Measuring Equipment, ILS – Instrument Landing System) sirven para corregir la deriva, pero carecen de cobertura global, y la solución de la posición tiene errores del orden de kilómetros [3].

El GPS es un sistema basado en una constelación de satélites, que permite la determinación de la posición de un móvil en todo momento, bajo cualquier condición meteorológica; lo que representa una alternativa muy eficiente para el posicionamiento global. Operando en modo WAAS (Wide Area Augmentation System o Sistema de Aumentación de Gran Área), su error es del orden de 3 metros en cualquier lugar del planeta y no presenta variaciones a lo largo del tiempo, siendo esta su principal ventaja. Después de una serie de pruebas y de utilizarlo de manera experimental por varios años, no ha podido soslayarse la gran ventaja que tiene para la navegación el uso de los sistemas de localización satelital. Una vez terminados los estudios de confiabilidad e integridad del GPS, en modo WAAS, se aprobó finalmente su uso en la aviación comercial; para las etapas de despegue, navegación y aproximación. Dada su inminente utilización en la mayoría de los aeropuertos del mundo, y en particular en México, se hace imprescindible el estudio de su funcionamiento, objetivo principal de esta tesis [25].

1.1 METODOS DE NAVEGACIÓN.

1.1.1. Navegación astronómica.

La primera y más antigua de las formas de navegación, tanto marítima como aérea, está basada en la observación de los cuerpos celestes para determinar la posición relativa a la superficie terrestre. Ésta práctica, en donde el *cronómetro* medía los tiempos predeterminados en ruta, y el *sextante* determinaba la altura en el horizonte mediante la alineación de haces luminosos entre dos objetos, dejó de utilizarse hace ya más de 50 años para la navegación aérea [14].

1.1.2. Navegación por detalles en el terreno (Navegación Visual).

El piloto determina la posición actual y la dirección a seguir, mediante la observación, comparación y reconocimiento de referencias terrestres, usualmente ríos, carreteras, lagos, etc., sobre la carta aeronáutica. El navegante reconoce y procesa las características en ambos medios, hasta que se genera una decisión operativa.

Durante este proceso, la percepción y procesamiento del mapa y del campo visual continúa hasta que haya suficiente evidencia acumulada tal que se adquiera una decisión de aprobación visual. Dado el extenso acervo en formatos de mapas, la velocidad y precisión con la que se genere la aprobación o desaprobación de la decisión, se verá influenciada, mayormente, por varios factores psicológicos impuestos por el mapa, tales como disponibilidad de las características, resolución de despliegue, transformaciones cognitivas, conocimiento previo, entre otras [28].

1.1.2.1 Vuelo visual y vuelo por instrumentos.

Dependiendo de las condiciones mínimas de visibilidad, distancia a las nubes, y del tipo de espacio aéreo surcado, existen dos tipos de reglas obligatorias: las VFR (Visual Flight Rules) o Reglas de Vuelo Visual, para una visibilidad mayor a 5 MN y un techo por encima de los 1500 m, y las IFR (Instrument Flight Rules) o Reglas de Vuelo por Instrumentos. Los aviones de línea, por razones de seguridad, operan solamente bajo las reglas de vuelo instrumental, independientemente de las condiciones meteorológicas. Sin embargo, nada impide que un piloto aviador utilice todos los instrumentos a su alcance volando en modo visual o que volando por instrumentos pueda verificar su posición observando marcas en el terreno [18]. En modo visual no se puede volar dentro de nubes porque no hay referencias perceptibles (ni del terreno ni de la posición del avión respecto al horizonte).

1.1.3. Navegación a estima (*dead reckoning*).

Considerando el tiempo transcurrido de vuelo en una determinada dirección y la velocidad con respecto al terreno (tiempo y distancia), el piloto "estima" la posición actual y la dirección a seguir. La combinación de navegación visual y a estima es muy ventajosa; los cálculos de la estima ayudan a establecer los próximos puntos de la ruta, el rumbo a seguir y el tiempo previsto en alcanzarlos, mientras que la navegación visual permite reconocer la posición actual con certeza, de manera que los pequeños e inevitables errores de estimación no se acumulen. De hecho, ambos métodos son tan interdependientes que pueden considerarse como uno solo [28].

1.1.4 Navegación por Instrumentos de radio.

Se refiere a la navegación efectuada bajo las indicaciones de los equipos de navegación instalados a bordo. Existe una gran variedad de sistemas de instrumentos, unos basados en la recepción de señales de estaciones terrestres (VOR), o de señales procedentes de satélites (GPS) y otros que son autónomos y no necesitan de señales externas (sistema inercial), etc. El servicio de radio navegación aeronáutica mexicano, abarca todos los tipos y sistemas de ayudas de la radio navegación utilizados en la aeronáutica mundial. Para mayor referencia, véanse los manuales de *comunicaciones aeronáuticas* [4] y *navegación aérea avanzada* [5] editados por la S.C.T - D.G.A.C., México.

1.1.4.1. Radiofaros

Radiofaro, es el nombre genérico de las estaciones radioemisoras que sirven como ayuda a la navegación aérea, y permiten a una aeronave determinar su dirección con respecto a él. Dependiendo de las formas en que sus patrones de radiación se proyectan en el espacio, y de las frecuencias que usan, los radiofaros se dividen en:

Radiofaros no direccionales NDB (non directional beacon). Estación transmisora que irradia su energía en forma *circular*, sin producir trayectorias definidas en el espacio. Su antena permite radiar mayor porción de la energía en forma de onda electromagnética, lo que reduce la refracción ionosférica. Las emisiones de estos radiofaros son captadas por un receptor de radio espiral (radiogoniómetro), cuya aguja se orienta hacia donde provienen las ondas. De esta forma se obtiene la marcación de la aeronave y su dirección con respecto al radiofaro. Las radiofrecuencias asignadas a estos equipos, se seleccionan entre las bandas de 200 – 415 khz. y de 605 – 1750 khz. [29,24].

Radiofaros Direccionales (radio guías). Radioayuda cuyas emisiones producen cuatro trayectorias definidas orientadas hacia direcciones determinadas. Éste, depende de la conductividad del terreno, la hora del día y de la densidad del aire, y por ello, se considera una radioayuda de corto alcance. La potencia del transmisor varía entre 50 y 400 Watts, con alcances de 150 a 200 millas.

Opera en frecuencias comprendidas en la Banda de los 200 – 415 khz. Consta de dos pares de antenas de transmisión en código Morse, una transmisión de la letra *A* (punto, raya), y la otra transmisión de la letra *N* (raya, punto). La forma de transmisión desde cada par de antenas es direccional, y se proyecta dentro de dos ‘cuadrantes’ opuestos, cada uno de los cuales cubre 90 grados [29,24].

Radiofaro Omnidireccional. El sistema VOR (Very high frequency Omnidirectional Range), es una radioayuda que produce un número infinito de trayectorias radiales dentro de los 360° de su emisión; trabaja en la frecuencia de los 108.00 a los 117.95 MHz. Considerado como ayuda de corto alcance, el VOR debe instalarse y mantenerse en operación a lo largo de las rutas aéreas y en los lugares donde la intensidad del tráfico aéreo requiera de tal equipamiento para la operación segura y eficiente de las aeronaves.

La operación del VOR se basa en la *comparación de la diferencia de fase entre dos señales radiadas simultáneamente*. Esta diferencial varía con el azimut o norte, y tiene un valor igual al correspondiente del ángulo azimutal medido en sentido horario. El VOR radia una onda portadora a la que se aplican dos modulaciones separadas a 30 MHz. La primera, llamada *fase de referencia* es independiente del azimut del punto de observación; tiene una fase constante en los 360°. La otra, llamada *fase variable*, gira a 1800 rpm [29,24].

Estas dos modulaciones, estarán en fase a lo largo del meridiano magnético que pase por la estación. En cualquier otra dirección, el máximo positivo de la señal de fase variable ocurre más tarde que el máximo de la señal de referencia. La fracción de ciclo entre la ocurrencia de los dos máximos, en cualquier punto en azimut, indica el ángulo azimutal de ese punto. El equipo receptor a bordo capta ambas modulaciones, mide la diferencia de fase y la despliega para su interpretación en el panel de instrumentos de cabina. Para ampliar la información, léase el *manual de comunicaciones aeronáuticas*, S.C.T.-D.G.A.C [4].

1.1.4.2. Ayuda para la aproximación y el aterrizaje por instrumentos. (Instrument Landing System).

El equipo terrestre del ILS (Instrument Landing System), consta de un localizador y una trayectoria de planeo. Para hacer mas eficiente al sistema, se agregan dos radiobalizas (exterior y media), o un equipo medidor de distancias DME (Distance Measuring Equipment) que sustituye las radiobalizas y proporciona información de operación equivalente.

El sistema ILS proporciona al piloto, a través de un transmisor de información direccional y medidores de distancia DME, la trayectoria hacia el eje de la pista mediante puntos fijos que permiten al piloto, al sobrevolarlos, conocer exactamente su posición y la distancia a puntos determinados.

El transmisor del localizador, en la banda de frecuencia de 108.0 a 112 MHz, dispone de 40 canales espaciados cada 50 khz., de los cuales sólo se utilizan las frecuencias con decimales impares (109.1MHz, frecuencia ILS para aeropuerto de México) [4]. El transmisor de la trayectoria de planeo funciona en la banda de frecuencia de UHF. Cada uno de los 40 canales de que dispone va asociado con una frecuencia del localizador y transmite señales solamente en la dirección del rumbo anterior del localizador.

Para poder efectuar una aproximación de precisión con este sistema, debe estar disponible la carta de aproximación correspondiente y haber recibido autorización del control de tráfico aéreo. Para ampliar la información, léanse los manuales de *comunicaciones aeronáuticas* [4] y de *navegación aérea avanzada* [5], editados por la S.C.T.-D.G.A.C.

1.1.5. Navegación Inercial.

Los conceptos básicos de la navegación inercial se tratarán con ayuda de ejemplos sencillos, uno de los cuales se refiere a la navegación en una dimensión, Fig. 1.1, que involucra la determinación de la posición de un móvil (tren), el cual se mueve a lo largo de una vía recta. Puede calcularse la velocidad instantánea y la distancia que éste ha recorrido desde el inicio, a través de un acelerómetro fijo. Este dispositivo proporcionará la información de aceleración del móvil.

La integral en el tiempo de las mediciones de la aceleración proporciona una estimación continua de la velocidad instantánea del tren, previendo que se conoce su velocidad inicial. Una segunda integración nos da la distancia que ha viajado el móvil, con respecto a un punto de inicio conocido. El acelerómetro junto con una computadora, u otro dispositivo capaz de realizar la integración, constituyen un sistema simple de navegación en una dimensión [3].

En general, un *sistema de navegación* calcula la posición de un móvil con respecto a un marco de referencia conocido. El caso más común se presenta cuando la vía es curva, véase Fig. 1.2, donde es necesaria la detección continua del movimiento de translación en dos direcciones y de los cambios en la dirección de viaje, es decir, detectar la rotación del móvil alrededor de la perpendicular al plano de movimiento conforme éste se mueve a lo largo de la vía.

Para ello, se requieren dos acelerómetros que detecten el movimiento traslacional en direcciones a lo largo y perpendiculares a la vía. Además, es necesario conocer la dirección del movimiento mediante un *giróscopo*, sensor adecuado para medir el movimiento rotacional. Dependiendo de su construcción, éste puede usarse para proporcionar una medición directa de la orientación del móvil con respecto al marco de referencia o una medición de la tasa de giro donde la orientación angular del móvil puede calcularse por integración, pero sólo si se conoce el ángulo al inicio de la navegación [3].

Los giróscopos proporcionan mediciones directas del cambio de posición angular con respecto al espacio inercial. Los acelerómetros, sin embargo, son incapaces de separar la aceleración total del vehículo (la aceleración con respecto al espacio inercial) de aquella causada por la presencia de un campo gravitacional.

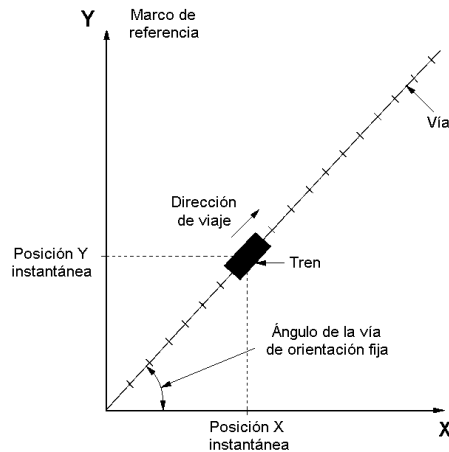


Figura. 1.1 Navegación en 1D.

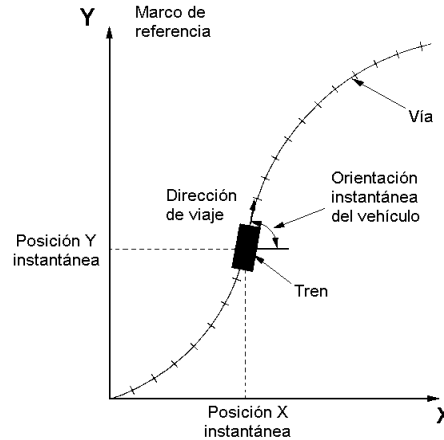


Figura. 1.2 Navegación en 2D.

Debido a lo anterior, es posible construir un sistema de navegación bidimensional usando un giróscopo, dos acelerómetros y una computadora. En la práctica, los sensores inerciales se montan en una plataforma estabilizada en el espacio y aislada de las rotaciones del móvil o directamente en el móvil para formar un sistema sujeto al vehículo o *strapdown*.

Debe enfatizarse que la navegación inercial es fundamentalmente dependiente del conocimiento exacto de los valores iniciales de posición, velocidad y orientación. Ahora, las mediciones dadas por los acelerómetros, deben ser combinadas con el campo gravitacional para determinar la aceleración del vehículo con respecto al espacio inercial. Usando esta información, puede obtenerse la aceleración relativa al cuerpo.

La función de navegación es, por lo tanto, llevada a cabo mediante la combinación de las mediciones de rotación y fuerza específica del vehículo y conociendo el campo gravitacional para calcular la orientación, velocidad y posición con respecto a un marco de referencia predefinido [3].

1.2 SISTEMAS DE NAVEGACIÓN SATELITAL

La navegación por satélite tuvo sus orígenes en los años 60, por medio del programa bidimensional *TRANSIT* de la marina de Estados Unidos y del programa 621B de navegación en tres dimensiones de la fuerza aérea estadounidense. Sin embargo, fue hasta 1973 cuando se establecieron las premisas del sistema de posicionamiento global, tal y como los conocemos hoy en día: el GPS (Global Positioning System), Sistema de Posicionamiento Global, operado por la marina de EEUU, también conocido como sistema NAVSTAR (Navigation Satellite Tracking and Ranging), el cual, para el año 1978 se encontraba ya en funcionamiento con sólo 4 satélites.

Este nuevo equipamiento desplazó por completo a los sistemas satelitales primigenios y a los radiofaros en el proceso de proporcionar una ayuda a la navegación. En la década de los 80 apareció el sistema GLONASS (Global Navigational Satellite System) puesto en el espacio por la ex Unión Soviética. En el presente escrito, nos concentraremos principalmente en el sistema Estadounidense debido a que es el más difundido, sin embargo, no debemos olvidar que no es el único. Existe un sistema satelital llamado Galileo, perteneciente a la Unión Europea, en el que para abril de 2008 se pusieron en órbita 3 satélites y esperan esté en operación total para fines de 2013.

Fue en el año de 1983 en que la OACI (Organización de Aviación Civil Internacional) estableció el comité especial del grupo FANS (Future Air Navigation Systems), donde se consideró disponer de un sistema mundial de navegación por satélite para la aplicación del concepto CNS/ATM (Communications, Navigation, Surveillance / Air Traffic Management).

Para ello, se postuló al sistema GNSS (Global Navigation Satellite System) como una oportunidad para aumentar la seguridad, capacidad y eficiencia del tránsito aéreo civil internacional. Dicho sistema determina la posición por medio de datos recibidos de los satélites de las constelaciones GPS y GLONASS.

El GPS utiliza las frecuencias de 1.57542 GHz, 1.2276 GHz y 1.17645 GHz para modular las portadoras por medio de códigos pseudos-aleatorios de precisión y de adquisición rápida para los servicios de determinación precisa de la posición (PPS - Precise Positioning Service) y el estándar de posicionamiento (SPS – Standard Positioning Service).

En la navegación por satélite se mide la distancia a la que se encuentran los satélites por medio de *triangulación*, tal que las intersecciones de tres esferas centradas en los satélites y de radios correspondientes a los valores de las distancias al móvil, proporcionen sólo dos puntos posibles de ubicación [31].

Al considerar a la tierra como el centro de una cuarta esfera con radio igual al de la Tierra más la altitud del móvil, o después de añadir un cuarto satélite, uno de esos puntos se discrimina. El problema reside, ahora, en lograr que los satélites generen una misma señal de forma síncrona, de tal forma que para alcanzar la sincronización el receptor aplica un retraso multiplicado por la velocidad de la luz, lo que resulta en la distancia al satélite. Dado que no es posible lograr una sincronización perfecta, se utiliza la *distancia real más el error producido por la desincronización*, valor que se denomina *pseudo distancia* [1].

1.2.1 EI GPS NAVSTAR.

El GPS es un sistema espacial de radionavegación constituido por tres segmentos principales: espacial, terrestre y de usuario [1]. Véase Fig. 1.3.

1.2.1.1 Segmento Espacial.

Los 24 satélites de la constelación se encuentran ubicados en 6 planos orbitales separados 60°; de tal modo que en cualquier parte de la Tierra se tienen a la vista, al menos 4 satélites. El período orbital es de 12 horas, con órbitas casi circulares a 20,200 kilómetros de altitud, con una inclinación orbital de 55° [1].

1.2.1.2 Segmento Terrestre

El segmento de control terrestre está constituido por 4 estaciones de rastreo y seguimiento situadas en las Islas de Ascensión, Diego García, Hawai, y Kwajalein, y una de control en Colorado Springs, E.U. Las estaciones de seguimiento siguen pasivamente a los satélites y reciben de forma continua, la información necesaria para poder determinar con precisión sus órbitas. Los datos obtenidos se envían a la estación de control, donde se efectúa el cálculo de los eventos, parámetros de corrección, etc. Esta información se transmite tres veces al día a cada satélite, para su difusión a los usuarios [1].

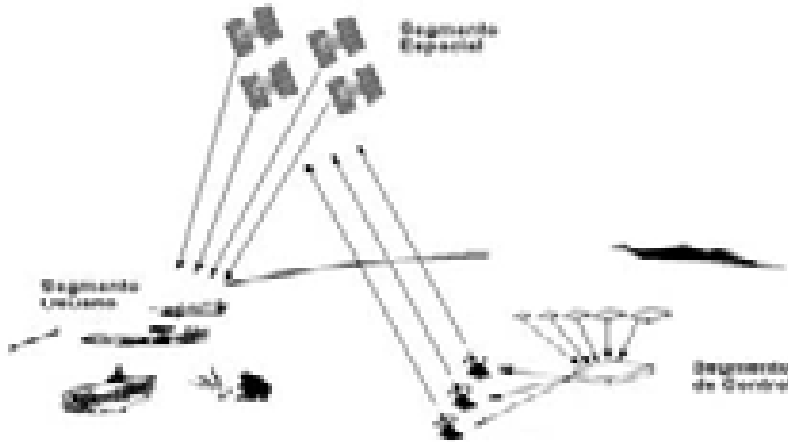


Figura 1.3. Sistema de posicionamiento satelital NAVSTAR.

1.2.1.3 Segmento de Usuario

Este segmento lo constituyen todos los equipos dotados con antena y receptor que captan las señales difundidas por los satélites. El receptor, dispone de una sección de radiofrecuencia con varios canales para seguir individualmente a cada satélite; de unidades de proceso y de cálculo de posición, velocidad y tiempo; de un sistema de registro de las observaciones efectuadas y de la información del mensaje de navegación; así como de pantalla de visualización de datos, fuente de alimentación y decodificador de señal [1].

1.2.1.4 El Mensaje de Navegación

Procedente de la estación de control, el mensaje de navegación le brinda información al usuario sobre el estado del satélite y de su reloj; coeficientes de corrección de señales en su paso por la ionosfera; parámetros orbitales; el tiempo universal coordinado (UTC), activación del A/S (anti spoofing); la palabra de transferencia HOW para la transición del código C/A al código P [1].

1.2.1.5 La Integridad

Para la plena utilización del GPS como sistema de navegación, es necesario observar diferentes requisitos de integridad de la señal. Deben cumplirse los tiempos establecidos por la OACI (2 {s} en aproximaciones de precisión y 10 {s} para no-precisión y áreas congestionadas), tal que el sistema proporcione un aviso de falla cuando los errores sobrepasen el límite correspondiente. Entre los métodos utilizados para comprobar la integridad, se encuentran:

- La utilización redundante de información (RAIM; Receiver Autonomous Integrity Monitoring), con base a trabajar con un mínimo de 6 satélites que podrían proceder de la integración GPS/GLONASS.
- La utilización del DGPS (GPS diferencial) extendido, con base en el aumento del número de estaciones de seguimiento [1].

1.2.1.6 Combinación del GPS con otros Sistemas

Combinación GPS/INS

Los sistemas de navegación inercial miden la aceleración de la aeronave para obtener el vector aceleración, y por integración del vector velocidad, la posición del punto de partida. Para ello utilizan una plataforma aislada que sirve de soporte a giróscopos y acelerómetros, o se encuentran sujetos al vehículo, como en el modo *Strapdown*. En el sistema inercial, los errores acumulados con el tiempo deterioran la precisión hasta valores de 1 ó 2 MN/hr, y provienen, principalmente, de la sensibilidad y precisión de los giróscopos y acelerómetros y de la influencia del campo gravitatorio de la Tierra. [1,13].

Ventajas:

- Mejoramiento de la cobertura mundial al proporcionar el INS datos precisos para mitigar la carencia en la adquisición de señales del 3er. o 4to. satélite.
- Calibración continua del INS.
- Adquisición inicial más rápida de señales GPS libres de interferencias del sistema.
- Mayor integridad y confiabilidad.
- Utilización para navegación y aproximaciones de hasta CAT I.

Combinación GPS/Altímetro barométrico

Dado que en altitudes por debajo del nivel de vuelo de 1000 ft, la precisión del altímetro barométrico se considera aceptable, no ocurre lo mismo por encima de ese nivel, ya que, a partir de éste, disminuyen paulatinamente la precisión y la exactitud de la medición. La combinación, permite la calibración del altímetro por medio de los datos obtenidos de al menos cuatro satélites [1].

Combinación GPS/MLS (Microwave Landing System)

En esta opción, el GPS mejora la precisión durante las primeras fases de aproximación instrumental y permite el establecimiento de “waypoints” y rutas almacenadas para ser utilizadas en aproximaciones curvilíneas frustradas. Por su parte, el MLS (Microwave Landing System), puede usarse para determinar la integridad del GPS.

Combinación GPS/ILS (Instrument Landing System)

Debido a la rigidez de operación del ILS, limitada a aproximaciones lineales, su combinación no aporta soluciones importantes. Existen otras posibilidades, basadas en el DGPS (GPS diferencial) para obtener un sistema de GPS cinemático, con la precisión exigida para los aterrizajes de CAT III [1].

1.2.1.7 Sistema de Navegación GLONASS

El GLONASS, diseñado similarmente al GPS, tiene también como objetivo el proporcionar en cualquier instante, la posición y la velocidad de cualquier nave. La constelación consta de 21 satélites más 3 de repuesto, situados en 3 planos orbitales @ 64.8° y separados 120° en el Ecuador. Su órbita circular a 19, 100 km. de altitud tiene un período de 11 hrs y 15 min. Similarmente al GPS, cada satélite GLONASS emite 2 señales en las bandas L1, L2 y L5. Sin embargo, mientras que el GPS utiliza la misma portadora para todos los satélites a la vez que varía el código de cada uno para su identificación, el GLONASS utiliza

frecuencias diferentes para cada satélite, situadas en las bandas de 1.24 – 1.26 GHz y 1.597 – 1.617 GHz, con un espacio entre canales de 7/16 GHz para bajas frecuencias o de 9/16 para las altas. Los parámetros de precisión absoluta del GLONASS, proporcionan valores de posición (21.2 m, 95%), altitud (39.1 m, 95%), velocidad (15 cm/seg., 95%), y tiempo (1 μ s) [1].

1.2.1.8 Sistemas GPS y GLONASS en aviación.

La utilización de señales provenientes de dos sistemas diferentes tendría la ventaja de una mayor disponibilidad y permitiría la ubicación de la posición con mayor precisión. Técnicamente, la integración requiere resolver la diferencia en la escala de tiempo de ambos sistemas y referenciarlos al UTC (Tiempo Universal Coordinado). También debe establecerse una equivalencia entre los sistemas de coordenadas que manejan ambos WGS-84 (World Geodetic System - 1984) y PZ-90 (Parametry Zemli, 1990), para GPS y GLONASS, respectivamente.

Los beneficios derivados de dicha integración en el GNSS (Global Navigation Satellite System), coadyuvarán en la *gestión del tránsito aéreo*; en la *implementación del sistema de aumentación de la precisión WAAS (Wide Area Augmentation System)*; en la *vigilancia dependiente automática*; en *aproximaciones de Categoría I, II y III*; en la *integración del sistema de anticollisión de a bordo TCAS, (Traffic alert and Collision Avoidance System)* y en la *detección de la cortante del viento (microburst)*, ventajas, que sin duda, constituirán la base del concepto de espacio aéreo del Siglo XXI [1,13].

1.3 POSICIONAMIENTO MEDIANTE TRIANGULACIÓN.

En 1999 se agrega una tercera señal GPS L5 con frecuencia de 1176.45 Mhz a la segunda frecuencia L2 de 1227.60 Mhz, para incrementar su capacidad y redundancia, mientras que la frecuencia L1 se dejó en 1575.42 MHz. La señal transmitida desde cada satélite contiene rango, efemérides (datos relacionados con su órbita), tiempo, almanaque (datos relacionados con la historia de las órbitas), y condiciones de operación [31].

El principio de localización de una nave por medio de satélites, está basado en la comparación de información de distancia a partir de diferentes fuentes. Si un receptor conoce su distancia con respecto a dos transmisores, sabe que se encuentra en una de dos posibles posiciones. Si las estaciones VOR/DME no transmiten información de rumbo, la aeronave puede ubicar su posición respecto a los dos transmisores al recibir la distancia desde cada una de ellas, generándose dos posibles puntos sobre la carta de navegación. Las estaciones están exactamente ubicadas en la carta, por lo que la posición del receptor se basa en la selección de entre dos puntos de la intersección. Agregando una tercera estación, la decisión de ubicación ya no es problema [26].

Al emplear señales de satélite para determinar una posición, será suficiente con recibir la información de dos transmisores, ya que el segundo punto de intersección será desechado por el receptor dado que se encontrará a una altitud ilógica. Para obtener una mayor exactitud, se ha determinado que un receptor GPS obtenga su posición al comparar la señal de, al menos, cuatro satélites. El problema por resolver para que un receptor pueda determinar su localización, es la certeza del posicionamiento de los satélites en sus órbitas al medir la distancia por medio de retrasos en las ondas electromagnéticas entre éste y cada satélite.

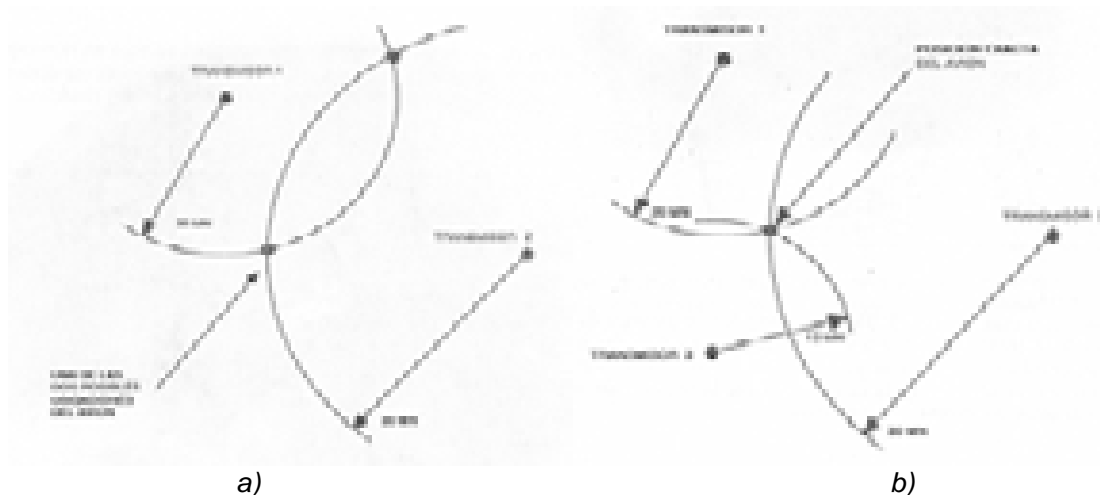


Figura. 1.4) a) Ubicación del avión mediante dos transmisores y b) tres transmisores.

Un factor importante para determinar la distancia, es la sincronización del momento de transmisión de señales del transmisor hacia el receptor a través de una señal de reloj. Si el reloj en el receptor está adelantado con respecto al del transmisor, éste aparentemente se encuentra a mayor distancia, mientras que si el reloj en el receptor se atrasa, el transmisor parece estar más cerca. La sincronización se logra, cuando a partir de cuatro señales de satélite, el receptor determina su posición exacta para que se satisfagan las condiciones de las diferentes intersecciones, ahí es cuando el reloj entra en sincronía con el sistema GPS, de esta manera se tiene un reloj atómico en el propio receptor sin haber gastado grandes sumas de dinero [26].

Al emplear tres satélites, un receptor obtiene posición (X, Y) y corrección de tiempo (dt). Mediante GPS, se obtiene una solución en tres dimensiones al agregar una variable más, la *altitud*, con lo que se tiene una relación de cuatro variables a calcular: X, Y, Z y dt. Se requiere que un usuario tenga a la vista como mínimo 4 satélites para que sus cálculos sean confiables. Una vez conocida la posición del satélite, el instante en que son transmitidas las señales y la velocidad de la señal en la atmósfera, puede entonces calcularse con certeza la posición del receptor.

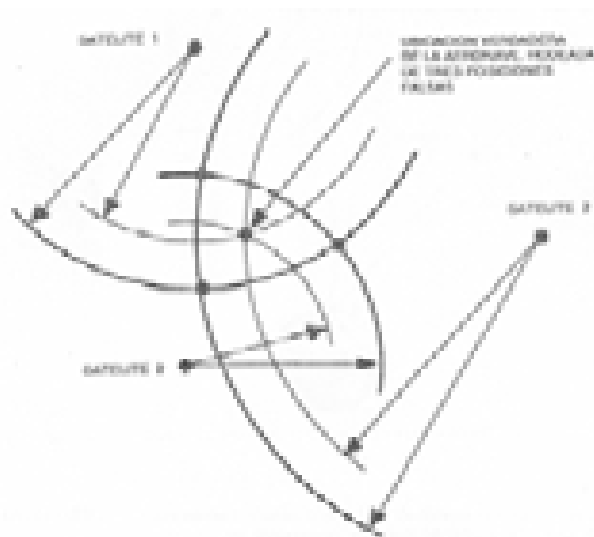


Figura 1.5. Ubicación verdadera de la aeronave, rodeada por tres posiciones falsas.

1.3.1. Fuentes de error en el posicionamiento.

Las fuerzas gravitacionales, el viento solar, las maniobras de reposicionamiento y otras, pueden ser causas de que el satélite derive de su curso original de órbita y envíe información errónea de su posición orbital con respecto a la original y que por sí mismo no puede corregir. En promedio, los errores orbitales son menores a 1.5 metros en vertical y 7.5 metros en horizontal. Las estaciones de control en tierra miden la órbita de cada satélite y estiman la órbita futura, de tal forma que envían información de corrección de posición para que el satélite se mueva y adquiera la ubicación correcta. La información de órbita solo puede actualizarse dos veces al día, cuando se tiene a la vista al satélite [26].

La señal de GPS no viaja en línea recta, los electrones de la ionosfera provocan un patrón curvo y un retardo de propagación. Otra consideración para cálculos de error de posición es la señal de reflejo por objetos, que hace variar la estimación real de posición de los satélites. Se pueden definir diferentes tipos de error debido a la fuente que los genera:

- 1.- De **Reloj**: Genera una pérdida de sincronía, lo cual provoca hasta 33 cm de deriva por cada nanosegundo de diferencia entre el reloj del usuario y el del satélite.
- 2.- De **Efemérides**: Se debe a cálculos incorrectos de órbita del satélite que provocan un error hasta de 4 m.
- 3.- De **Troposfera**: Se debe a la temperatura, presión y humedad de la atmósfera baja (de 8 a 13 km. de altura), lo que provoca una diferencial de 2.4 a 25 m.
- 4.- De **Ionosfera**: Se debe al efecto de los electrones de la alta atmósfera (de 50 a 500 km) durante la propagación de la señal, lo que provee una diferencial de 10 a 30 m.
- 5.- De **Multipatrón**: Error generado por la reflexión múltiple de señales incidentes sobre superficies cercanas a la antena receptora, lo que altera o interfiere con la señal principal, y provoca diferencias de entre 2 y 15 m.

El GPS maneja tres códigos que están ligados a la precisión en el posicionamiento:

- **C/A:(Coarse Acquisition)** adquisición burda, con un error de posición de 10 metros en el plano horizontal y 15 m en el plano vertical.
- **P: (Precision)** Código de Precisión, con un error de 6 m en horizontal y 10 m en vertical.
- **Y: (Código encriptado)** que contiene al P con la misma precisión [26].

1.4 EL GPS DIFERENCIAL

Para lograr una señal GPS de mayor precisión, se instalan estaciones de referencia en sitios destinados para esta función; se estima su posición de la señal satelital y al registrarse una diferencia entre la posición física real y la obtenida, se utiliza como parámetro de corrección del satélite enviándola a los usuarios. A esta configuración se le denomina GPS Diferencial (DGPS - Differential GPS) [26].

Para aplicar la técnica DGPS, se utiliza un receptor GPS situado en un lugar de coordenadas conocidas. Posteriormente, puesto que se conocen las pseudo distancias reales a los satélites, su diferencia con las obtenidas permitirá determinar los errores de medición [1].

Las correcciones de posición se retransmiten para su procesamiento en tiempo real (RTK-Real Time Kinematic) a las aeronaves mediante enlaces de datos a todos los usuarios de la zona considerada, principalmente por radioenlaces terrestres en VHF o por satélites transpondedores. Otra forma de utilizar esta información es en post-proceso, lo que permite alcanzar precisiones debajo de un metro. La utilización del GPS diferencial permite eliminar los errores de reloj, así como los correspondientes a los retrasos en la propagación de las señales a causa de la ionósfera y la tropósfera.

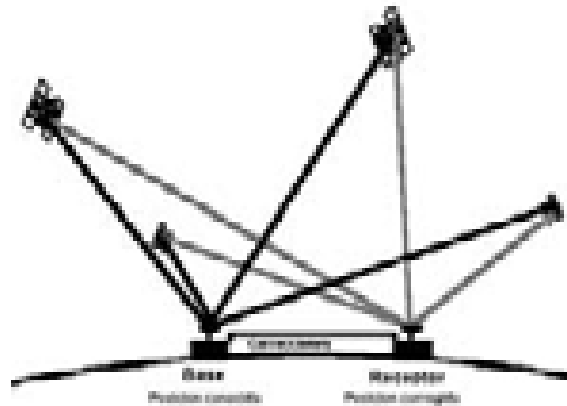


Fig. 1.6. Principio de funcionamiento del GPS diferencial.

En principio, el DGPS está limitado a distancias en el entorno de 150 km., que es donde los errores en el reloj del satélite, así como los ionosféricos y troposféricos, pueden considerarse equivalentes. Cuando la distancia aumenta, se producen diferencias en los errores relativos que reducen la precisión de las correcciones diferenciales, e impiden su utilización como sistema conjunto de navegación [1,13].

1.5 WAAS (Wide Area Augmentation System)

El WAAS (Sistema de Aumentación de Gran Área), es un conjunto de satélites y estaciones terrestres que proveen correcciones a la señal GPS, mejorando hasta cinco veces la precisión de la posición calculada. Un receptor dotado con la opción WAAS entrega una precisión en la posición de menos de 3 metros 95% del tiempo y no requiere equipo adicional. La Administración Federal de la Aviación (FAA, Federal Aviation Administration) y el Departamento de Transporte (DOT, *Department of Transportation*) de los Estados Unidos, desarrollaron el programa WAAS para usarlo en la aviación comercial, ya que la señal original de GPS no llenaba los requerimientos de navegación de la FAA en precisión, integridad y disponibilidad. WAAS corrige los errores orbitales, de sincronización y aquellos causados por la ionosfera, además de que evalúa la integridad a la información.

El sistema WAAS ya está en operación en algunos aeropuertos de Estados Unidos y de México y alrededor de todo el mundo, en sus diversas variantes, tales como el CWAAS canadiense, SACCSA, en fase de proyecto en Caribe, Centro y Sur América, EGNOS europeo y MSAS en Japón, entre otros. Esta aplicación es una prueba de la confiabilidad e integridad del sistema GPS para proporcionar un servicio de localización en tiempo real para operaciones tan delicadas como la navegación en rutas transcontinentales y la aproximación para aterrizaje. La secuencia de operación se ejemplifica en la [figura 1.7](#) y básicamente es la siguiente:

1. Transmisión satélite NAVSTAR de GPS → estación terrestre.
2. Transmisión estación terrestre → estación maestra.
3. Transmisión estación maestra → satélite geoestacionario.
4. Transmisión satélite geoestacionario → equipo del usuario.

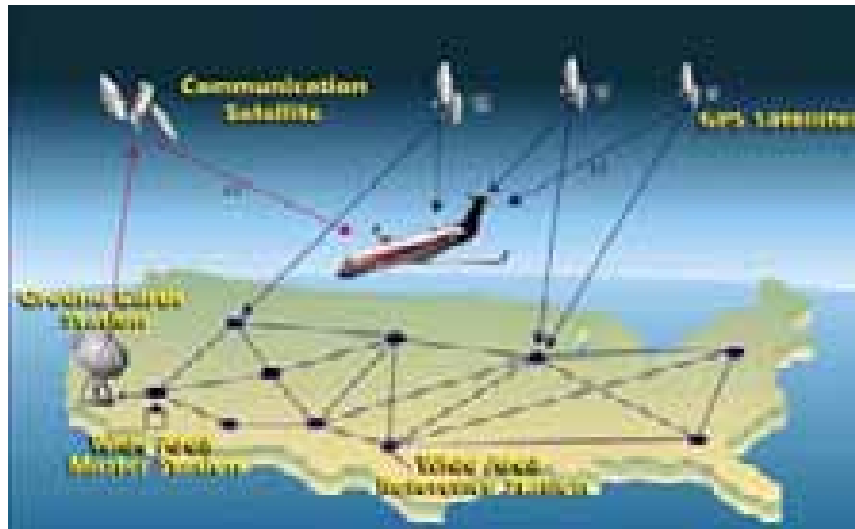


Figura 1.7. Esquema de corrección empleado en el sistema WAAS.

El sistema WAAS realiza su propio cálculo de las órbitas de satélites GPS y transmite las correcciones. El WAAS en conjunto con el receptor en la aeronave, calcula el error máximo posible provocado por las órbitas incorrectas y tiempos de reloj fuera de sincronía, denominado UDRE (User Differential Range Error) y el error máximo posible provocado por los retardos en la ionosfera, llamado UIVE (User Ionospheric Vertical Error). Los cálculos de posición computados mediante GPS aumentado con WAAS, generan un error de posición máximo de 1 a 2 metros en el plano horizontal y de 2 a 3 metros en el plano vertical [26].

1.6 IMPLEMENTACIÓN DE LA NAVEGACIÓN SATELITAL EN MÉXICO

En 1999, E.U. y México, vía FAA y SCT (SENEAM), firmaron un acuerdo para extender la red de estaciones WRS (WAAS Reference Stations) y proporcionar mayor cobertura, lo que permitiría aproximaciones de CAT I en los aeropuertos de nuestro país, aún sin contar con un ILS (*instrument landing system*) [26]. Ese mismo año, se proyectó el estudio de la capa ionosférica sobre el país, por lo que fueron instaladas 3 TRS (Testbed Reference Stations), en los aeropuertos de MMX, MZT y MMD cuyo proceso culminó en enero de 2001 [19], además de que dichas estaciones funcionaron como estaciones de referencia WRS, enviando información a la estación maestra WMS en EU.

Para ello, se establecieron canales digitales DS0 dedicados entre: MMX-MMD, MMX-MZT, MMX – MPR y MMX – ATLANTIC CITY, así como líneas telefónicas directas en cada sitio. En marzo 21 de 2001, en el Aeropuerto MID se realizaron 63 vuelos con aproximaciones de precisión GPS/NSTB con un error variable de entre 3 y 7 metros [26]. Durante el año 2002, la FAA creó una base de datos para México con las señales enviadas por las 3 TRS a EU. Finalmente, conforme a lo acordado, en 2005 se pusieron en operación 3 estaciones WRS sobre una TCN (Terrestrial Communications Network) o red terrestre de comunicaciones de doble anillo para incrementar la confiabilidad en el manejo de información, cada una con diferente nodo común en: Tijuana, BCN y Reynosa, Tams. Adicionalmente, se instalaron dos estaciones WRS en 2006 (Tapachula y San José del Cabo), para su operación en 2007 [26].

SISTEMAS DE POSICIONAMIENTO SATELITALES.

El primer sistema de navegación por satélite, denominado TRANSIT, surgió como ayuda a la navegación marítima militar permitiendo la determinación de la posición de barcos y submarinos a través del desplazamiento doppler de la señal transmitida por satélite. El sistema TRANSIT, compuesto por 10 satélites cuya puesta en órbita concluyó en 1964, permitió un rápido desarrollo de las comunicaciones satelitales y derivó en el sistema GPS. Para ello, se aprovecharon las condiciones de la propagación de las ondas electromagnéticas de la banda L en el espacio, así como la posibilidad de modularlas para incluir información que permitiera posicionar un objeto en la superficie de la Tierra.

Este posicionamiento se produce sobre un sistema de referencia inercial cartesiano, que en el caso de NAVSTAR-GPS corresponde al sistema WGS-84, y en el GLONASS corresponde al PZ-90. El GPS nació para subsanar la deficiencia más grave del sistema TRANSIT: la falta de cobertura global.

Entre los nuevos conceptos empleados en el sistema NAVSTAR-GPS se pueden mencionar el uso del código pseudo-aleatorio que permite a los receptores obtener información de temporización de los satélites a través de antenas pequeñas no direccionales; el uso de órbitas periódicas inclinadas tal que cada satélite pasa, al menos, dos veces al día sobre las estaciones de control y monitoreo, lo cual brinda siempre a los usuarios entre cinco y ocho satélites visibles desde cualquier punto de la Tierra. Esto permitió dar la posición de cualquier punto en forma precisa las 24 horas del día e hizo posible la navegación en todo tipo de clima y lugar. Finalmente, los nuevos algoritmos de predicción de las órbitas permitieron al receptor ubicar la posición de cada satélite de la constelación en todo momento.

Al mismo tiempo, surgió la alternativa soviética, GLONASS, y otros sistemas de navegación por satélite denominados RDSS (Radio Determination Satellite Service), que se caracterizaron por integrar las comunicaciones móviles y la radio detección de la posición de usuarios mediante un canal bidireccional de comunicación entre estación y receptor.

Estos sistemas, utilizan satélites geoestacionarios, por lo que no cubren todo el globo, pero son ideales para flotas de aviones de recorrido fijo. A diferencia de los sistemas GPS y GLONASS, el campo de servicios RDSS está siendo explotado por compañías privadas. A principios de los años 80s, se empezaron a utilizar estos sistemas para aplicaciones de índole civil, tales como actividades de navegación aérea, marítima y terrestre, lo que supuso un importante avance en la organización y el estado de los transportes y comunicaciones mundiales [33].

2.1 LOS SISTEMAS GPS, GLONASS, GNSS y GALILEO

CONSTELACIÓN SATELITAL		
	GPS	GLONASS
Número de Satélites	24	24
Número de Planos Orbitales	6	3
Inclinación de la órbita (en grados)	55°	65.8°
Radio de la órbita (en km.)	26560	25510
Periodo (hh:mm)	11:58	11:16
Retransmisión del seguimiento	Día sideral	8 días siderales
Separación de los planos orbitales	60°	120°
CARACTERÍSTICAS DE LA SEÑAL		
Señal portadora (Mhz)	L1 : 1575.42 L2 : 1227.60	L1 : 1602+0.5625n L2 : 1246+0.4375n
Código	CDMA Código C/A en L1 Código P en L1 y L2	FDMA Código C/A en L1 Código P en L1 y L2
Frecuencia del Código (Mhz)	Código C/A : 1.023 Código P : 10.23	Código C/A : 0.511 Código P : 5.11
NORMAS DE REFERENCIA		
Sistema de coordenadas	WGS84	PZ90
Tiempo	UTC (USNO)	UTC (CEI)
PRECISIÓN ABSOLUTA (95%)		
Horizontal (m)	48.4	21.2
Vertical (m)	81.7	39.1

Tabla 2.1 Comparación entre los Sistemas GPS y GLONASS [33,27].

La política estadounidense actual permite a los usuarios civiles acceder al **Standard Positioning Service (SPS)**, mientras que los militares acceden al **Precise Positioning Service (PPS)**, controlado por técnicas de encriptación. Los satélites transmiten a frecuencias $L1=1575.42$ MHz; $L2=1227.6$ MHz y $L5=1176.45$ MHz, modulados bajo 2 tipos de código, el **C/A** y el **P** y un **mensaje de navegación**.

Inmarsat integra actualmente el **GNSS (Global Navigation Satellite System)**, o Sistema de Satélites para Navegación Global, de manera independiente a los 2 anteriores, de tal forma que se creará un sistema civil de navegación por satélite, que se contraponga a éstos últimos, que se encuentran bajo control militar. La primera fase, GNSS-1, opera desde el año 2000, mientras que la segunda (GNSS-2) operará gradualmente bajo los siguientes pasos:

1. Inclusión de un transpondedor autónomo, en los satélites Inmarsat-3, tal que gestione las señales GPS y aumente la integrabilidad.
2. Los 12 satélites del proyecto más los 21 de Inmarsat (Inmarsat-P, ICO) incluirán antenas separadas, transpondedores y relojes atómicos, así como el instrumental necesario para proveer una amplia gama de servicios de navegación.
3. Operación del GNSS independientemente de GPS y GLONASS

Al emplear INMARSAT III como repetidor se produce un desplazamiento Doppler adicional debido al enlace de la estación terrena con el satélite. Para que la señal recibida sea compatible con la de GPS debe compensarse, en tiempo real, sobre el enlace de ascenso al satélite mediante el adelanto de la señal de reloj en una cantidad igual al retardo del enlace de subida y con un ligero desplazamiento de frecuencia en la portadora. Este método de generación de una señal de reloj virtual en el satélite se denomina *Generación de Señal en Lazo Cerrado*.

Las estaciones terrenas de enlace con el satélite serán las mismas que proporcionen los servicios de comunicaciones móviles y serán operadas por asociaciones que integren al INMARSAT que será responsable de los satélites. Éstos operarán en la misma frecuencia de la señal C/A del GPS (1575.42 Mhz) con modulación de espectro ensanchado. Llevarán, también, la información de integridad actualizada en tiempo real, además de la de navegación y se comportarán como repetidores con lo que se simplificarán los circuitos del satélite. Los satélites INMARSAT III poseen un enlace de *banda C a banda L* y otro de *banda C a banda C de baja potencia*. La comparación de los retardos producidos en los dos enlaces se usa para compensar el retardo de propagación ionosférica en el enlace de subida [34].

Por otro lado, desde la década de los 90, la Comunidad Europea, a través de su Agencia Espacial, unió esfuerzos para construir su propio sistema global de navegación por satélite, bajo el control civil, denominado **GALILEO** [35]. Su puesta en órbita comenzó en 2005, proporcionará información de posición en tiempo real de alta precisión y será compatible con los otros sistemas [36,37]. Al posicionar satélites en órbitas con una inclinación mayor hacia el plano ecuatorial, tendrá una mejor cobertura en latitudes más altas, lo cual hará que, particularmente, sea más adecuado para su operación en el Norte de Europa [33]. El primer satélite, GIOVE-A, lanzado desde Kazajstán, se colocó en órbita terrestre a 23 222 km y, junto con GIOVE-B, es un elemento de validación en órbita que ha estado enviando datos sobre la composición de la señal al Centro de Desarrollo Tecnológico de Surrey, Reino Unido, para el monitoreo de parámetros [38].

2.2 EL SISTEMA GPS_NAVSTAR

Son tres los segmentos en que se divide el sistema. En el segmento espacial cada satélite presenta un código único de identificación transmitido bajo un tren de pulsos binario que emite 3 tipos de información: *Código C/A* para usuarios civiles; *Código P: restringido* (para uso militar) y *Mensaje de navegación* que contiene diversa información como datos de la órbita, posición, parámetros de control del satélite, entre otras.

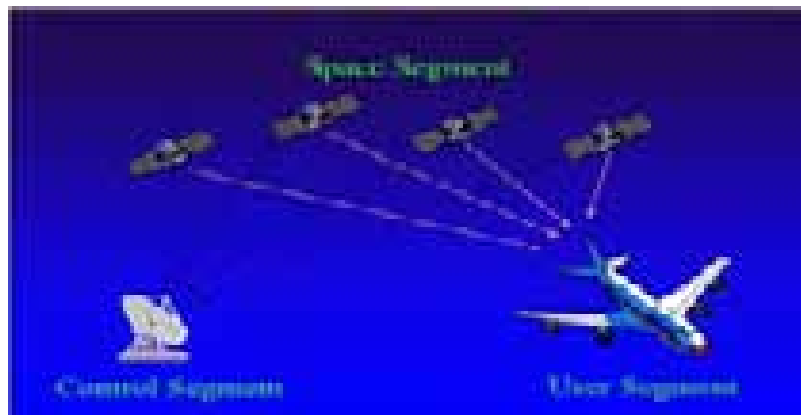


Figura 2.1. Diagrama esquemático de los segmentos de control, del espacio y del usuario.

El *segmento de control* consta de 5 estaciones que monitorean la trayectoria de cada satélite NAVSTAR; una de ellas es la estación maestra de procesamiento de información y 3 funcionan como transmisoras con antenas satelitales para envío de información de actualización de datos a los satélites, así como también para recibir las condiciones operacionales de los mismos [33]. Dicha información se utiliza para determinar la posición de los elementos orbitales del satélite, junto con cualquier error en el reloj atómico de a bordo [17].

El *segmento de usuario* está conformado por los receptores GPS que constan de una *antena* y un *receptor-procesador* (o navegador) que recibe las señales temporizadas de precisión de al menos 4 o más satélites para calcular las *soluciones de navegación* (*posición, altitud, velocidad y tiempo*) [33].

2.2.1. Segmentos Espacial, de Usuario y de Control.

El propósito del **Segmento Espacial** es el de adecuar los pulsos que proporcionan un tiempo preciso y las constantes de efemérides satelitales para una extensa variedad de usuarios que requieren ajustar sus posiciones, velocidades, y/o el tiempo exacto. Las *efemérides* se conforman de 16 constantes emitidas hacia los receptores NAVSTAR, tal que éstos puedan determinar la posición de cada satélite al momento de transmitir sus pulsos de tiempo.

La Constelación NAVSTAR GPS comprende 24 satélites, lo que asegura que un usuario localizado en cualquier punto del globo tiene una línea de vista directa hacia al menos 4 satélites en cualquier momento. Dado que los satélites no se encuentran en órbitas geosíncronas, la relación geométrica entre los satélites a la vista se encuentra en constante cambio con respecto a un observador en la Tierra. Esta geometría variable, resulta en un cambio predecible en la precisión de la ubicación estimada para posiciones determinadas desde un conjunto fijo de satélites [9].

El **Segmento de Control** consta de 5 estaciones; una estación maestra y 4 de monitoreo. La estación maestra, situada en Colorado Springs, CO, controla todas las operaciones, mientras que las cuatro restantes, monitorean señales provenientes de satélites GPS, información que es enviada a la maestra, la cual determina el modelo orbital y los parámetros de corrección del reloj para cada satélite mediante: 1) *monitoreo del desempeño del sistema*, 2) *generación y transmisión de información de navegación hacia el satélite*, 3) *pronta detección y respuesta hacia la falla de un satélite*; mismos que son reenviados a las antenas terrenas para su retransmisión a los satélites y para la emisión hacia el segmento de usuario [33].

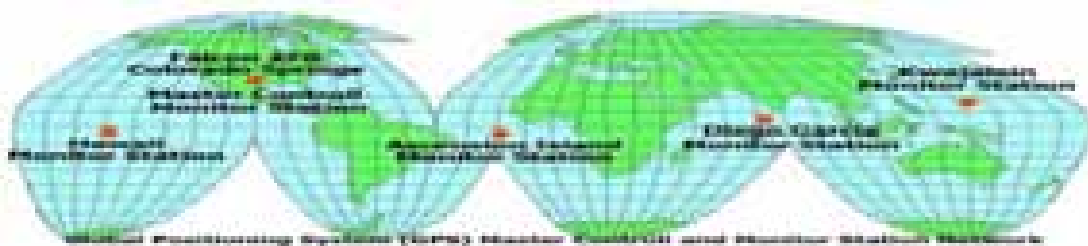


Figura 2.2. Situación Geográfica de las Estaciones de Monitoreo y Control.

El **Segmento de Usuario** procesa la información de *tiempo y posición* de 4 o más satélites para obtener mediciones precisas en la *posición, velocidad y tiempo*. Un receptor NAVSTAR consta de 3 componentes: *antena* con electrónica asociada; *unidad de procesamiento* que recibe y decodifica señales satelitales, y desarrolla la solución de navegación; y *unidad de control de despliegue*, que provee información y una interfaz conveniente entre el usuario y el sistema NAVSTAR [17]. Debido a que el receptor de usuario opera pasivamente, el *segmento espacial* provee del servicio a un número ilimitado de usuarios, siempre y cuando la señal se mantenga en línea de vista [9].

Cuando un receptor NAVSTAR es instalado en una aeronave, pueden ingresarse, típicamente, hasta 200 puntos de control (*waypoints*), combinación entre longitud-latitud que una aeronave debe cruzar para alcanzar su destino final. El sistema puede también marcar un punto de referencia (*markpoint*), que es una combinación de longitud-latitud que el piloto puede necesitar fijar para futuras referencias. De tal manera que al efectuar un vuelo por la misma zona éstos se conviertan en puntos de reconocimiento o waypoints.

En general, al encender un receptor GPS, automáticamente provee de una solución precisa de navegación sin necesidad de intervención humana o conexiones adicionales. Cuando este se apaga, almacena las coordenadas de su última posición en una *memoria electrónica no volátil*. Cuando se le enciende de nuevo, estas coordenadas se convierten en su posición estimada. La memoria no volátil también almacena el último conjunto de constantes de almanaque, las cuales definen las ubicaciones de todos los satélites en operación en la actual constelación.

Estas constantes se utilizan en la nueva *solución de navegación* para determinar los satélites que están por encima del horizonte y cuáles son los cuatro más favorablemente ubicados para proveer una posición fija y precisa. Aún cuando el dispositivo de usuario se encuentra apagado, su reloj de cristal de cuarzo continúa en operación, el cual provee la estimación necesaria de tiempo cuando el dispositivo nuevamente se vuelve a encender, para obtener una nueva solución de navegación [17].

2.2.2 Señales transmitidas por los satélites GPS – NAVSTAR

Cada satélite transmite códigos de rango e información de navegación vía CDMA (Code Division Multiple Access) en frecuencias L1 (1575.42 MHz), L2 (1227.60 MHz) y L5 (1176.45 MHz) moduladas por señales de espectro disperso para enviar la información al usuario. Estos códigos son del tipo PRN, (Pseudo Random Noise) [9] y se dividen en 2 tipos básicos: Coarse / Acquisition (C/A) y el de Precisión (P) [2].

El primero, modula en fase a la portadora de L1 con un total de 1023 bits transmitidos a una frecuencia de 1,023 MHz, por lo que se repite cada milisegundo. Cada satélite posee y es identificado por un código PRN-C/A único, casi ortogonal al de los demás con mínima interferencia, por lo que, aun cuando todos transmitan en las mismas frecuencias, el receptor es capaz de ligarse a un satélite en particular y a los otros discriminarlos correlacionando la versión generada del código C/A del satélite amarrado con la señal recibida.

El código *P*, que modula las fases portadoras L1 y L2, es del tipo PRN extendido con 10.23 MHz. En modo operativo *antispoofing* (AS), se halla encriptado en el código *Y* de uso restringido mediante llaves criptográficas [9]. Incluso, al código *P* se le conoce como *P (Y)*, ya que no se transmite directamente desde el satélite dado que lo modifica el código *Y*. Sin embargo, este código *P (Y)* solo está disponible para uso militar, no obstante tenga características similares a las del código *P* [2].

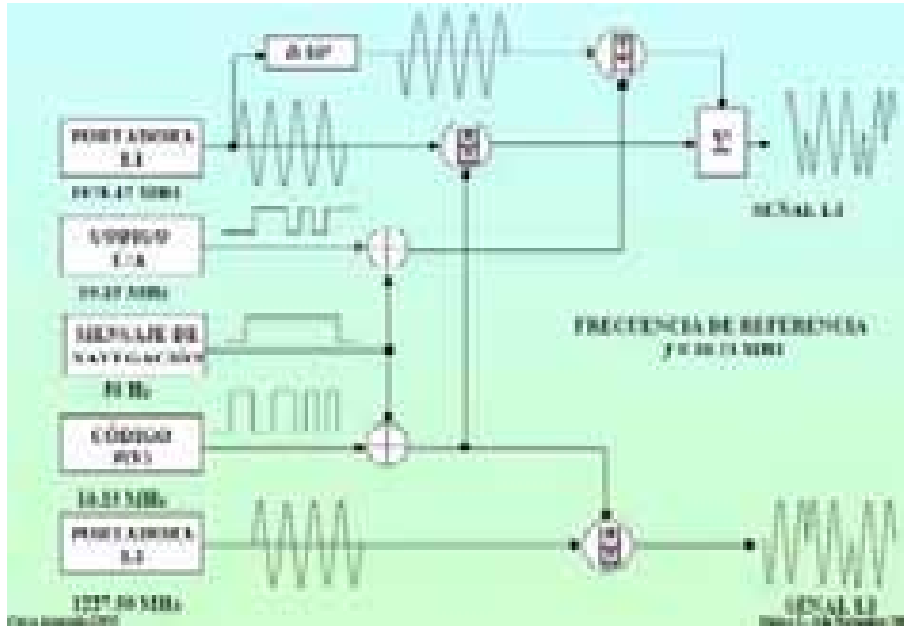


Figura 2.3 Circuito de Modulación de Señales L1 y L2 [27]

2.2.2.1 Frecuencia de transmisión de las Señales Portadoras

La señal GPS contiene tres componentes de frecuencias, coherentes con un reloj de 10.23 Mhz, denominadas L1, L2 y L5, donde f_0 L1 se halla en 1575.42 MHz, f_0 L2, en los 1227.6 MHz y f_0 L5 en 1176.45 MHz, relacionadas como sigue:

- ❖ L1 = 1575.42 MHz = 154 x 10.23 MHz
- ❖ L2 = 1227.60 MHz = 120 x 10.23 MHz
- ❖ L5 = 1176.45 MHz = 115 x 10.23 MHz

Estas son muy precisas, dado que se encuentran referenciadas a un estándar de frecuencia atómica, no obstante, al generarse la frecuencia de reloj, ésta es ligeramente menor a 10.23 MHz, por lo que la frecuencia de referencia utilizada por el satélite es 10.229999995433 MHz y no la de 10.23 MHz. Por otro lado, el movimiento del satélite produce un efecto Doppler en el receptor con cambio de frecuencia aproximado de ± 5 khz. La estructura de señal del satélite es modificable a futuro, pero, actualmente, la frecuencia L1 contiene señales C/A y P (Y) en cuadratura de fase cada una, mientras que la L2, solamente a la señal P (Y). Las señales C/A y P (Y) pueden escribirse como sigue:

$$S_{L1} = A_p P(t) D(t) \cos(2\pi f_1 t + \varphi) + A_c C(t) D(t) \sin(2\pi f_1 t + \varphi)$$

Donde S_{L1} es la señal de frecuencia L1, A_p , amplitud de código P; $P(t) = \pm 1$ representa la fase del código P, $D(t) = \pm 1$, el código de datos, f_1 , la frecuencia L1, φ , la fase inicial, A_c , la amplitud del código C/A; $C(t) = \pm 1$ representa la fase del código C/A. En esta ecuación, los códigos P (Y), C/A y las frecuencias portadoras están todas unidas en fase.

Tabla 2.2 Niveles de potencia mínimos para la recepción de las señales de GPS.

Señal	P	C/A
L1	-133 Dbw	-130 dBW
L2	-136 dBW	-136 dBW
L5	-154 dBW	-154.6 dBW

Los niveles mínimos de potencia en el receptor deben cumplir los valores de la [Tabla 2.2](#). Aún cuando a la señal se le amplifique a un nivel de potencia razonable, el espectro del código C/A es inobservable ya que el ruido es mayor. De esta forma, los niveles de potencia recibidos en diferentes puntos de la Tierra varían alrededor de 2.1 dB entre uno situado justo por debajo del satélite y otro tangencial a la superficie terrestre, por lo que para generar una potencia uniforme superficial, el patrón de radiación principal de la antena transmisora será ligeramente más débil en el centro, tal que se compense al usuario situado al final del lóbulo ([Fig. 2.4](#)) [2,13].

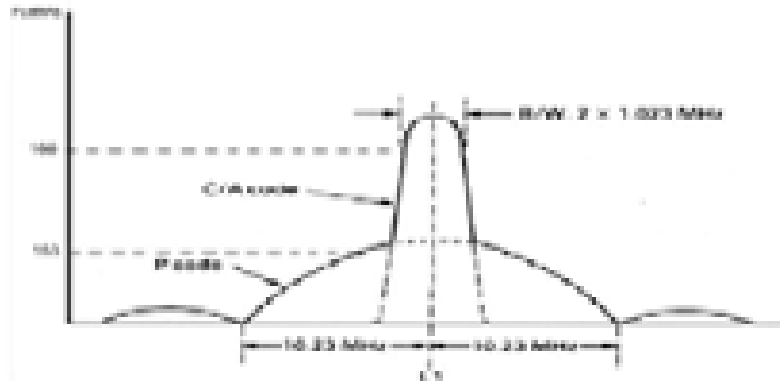


Figura 2.4 Potencia de la Señal L1 (C/A y P).

2.2.2.1.1. Señales de Acceso Múltiple por División de Código (CDMA)

Una señal $S = A \sin(2\pi ft + \varphi)$ con parámetros A, amplitud, f, frecuencia, φ , fase inicial, puede ser modulada para transportar información. Si A es modulada, entonces es modulación en amplitud, si lo es f, entonces es frecuencia modulada y si φ es modulada, se tiene modulación en fase. La señal GPS es una modulada en fase $\varphi = \pm \pi$ conocida como bi-phase shift keying (BPSK), cuya tasa de cambio de fase se le denomina chip rate, y su forma espectral es descrita por la función sinc ($\text{sinc}(x)$) con el ancho de espectro proporcional a la tasa de chip, por lo que a este tipo de señal también se le refiere como señal de espectro disperso.

En general, una señal CDMA es un sistema de espectro disperso que utiliza la misma frecuencia central. Las señales son moduladas por un conjunto de códigos casi ortogonales en una señal individual tal que el código de ésta es utilizado para correlacionarse con la señal recibida. La señal GPS es CDMA y emplea una secuencia directa modulada bifásicamente con la frecuencia portadora, sin embargo, existe la posibilidad de que se interfiera con otras, debido a que todas las señales CDMA utilizan la misma frecuencia portadora, efecto más prominente durante la mezcla de señales fuertes y débiles. Para evitarlo, todas las señales deberán tener aproximadamente los mismos niveles de potencia en el receptor, sin embargo, en ocasiones, la adquisición encuentra que un pico de correlación cruzada de señal fuerte es mucho mayor que el pico deseado de señal débil, por lo que el receptor puede obtener información equivocada [2].

2.2.2.2 Códigos pseudo aleatorios

Los satélites emiten dos portadoras a la misma frecuencia, moduladas en fase por diferentes códigos pseudoaleatorios. El receptor GPS calcula la correlación entre el código recibido y el código del satélite cuya señal pretende detectar, de esta forma se pueden separar las señales de los diferentes satélites y se obtiene un retardo temporal del cual se derivará la distancia.

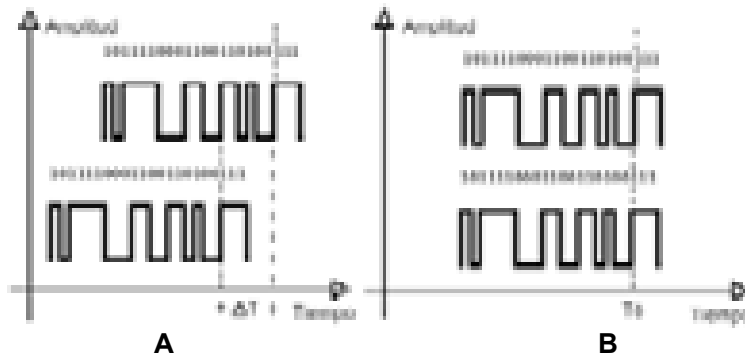


Figura 2.5. Señales pseudo-aleatorias A) con la misma frecuencia pero fuera de fase y B) señales en fase.

2.2.2.1 Código P.

El código P es de tipo bifase modulado a 10.23 MHz tal que el lóbulo espectral principal tenga un ancho de banda de 20.46 MHz de nulo a nulo, con una longitud de chip de alrededor de 97.8 ns ($1/10.23$ MHz). El código es generado a partir de dos códigos de ruido pseudo aleatorio (PRN) donde una secuencia PRN tiene 15, 345,000 chips, con un período de 1.5s, y el otro posee 15,345,037 por lo que existe una diferencia de 37 chips. Por consiguiente, la longitud de código generado por ambos es de 23, 017,555.5 ($1.5 \times 5, 345,037$) [s], lo cual es ligeramente mayor a 38 semanas, no obstante la longitud actual del código P es de 1 semana. Por otro lado, para ejecutar la adquisición de la señal, el tiempo de la semana usualmente se halla a partir de la señal del código C/A. La tasa de información de navegación transportada por el código P a través de la modulación de fase es de 50 Hz [2,13].

2.2.2.2 Código C/A y Formato de Datos

El código C/A es una señal codificada bifásica que modifica la fase de portadora entre 0 y π a una tasa de 1.023 MHz, tal que el ancho de banda de *nulo a nulo* del lóbulo principal espectral sea 2.046 MHz y con cada chip alrededor de 977.5 ns ($1/1.023$ MHz) en longitud. El ancho de banda de transmisión del satélite GPS en L1 es aproximadamente de 20 MHz para acomodar la señal de código P; por tanto, el código C/A transmitido contiene el lóbulo principal y varios lóbulos laterales. El período del código total contiene 1023 chips con una tasa de 1.023 MHz, donde 1023 chips duran 1 ms, por lo que el código C/A se repite a sí mismo cada milisegundo.

El formato de datos del GPS, posee un código C/A con 1023 chips y una duración total de 1ms. Seguido se encuentra el mensaje de navegación a una tasa de datos de 50 Hz. Dada la repetición de 50 Hz del mensaje, se requieren 12.5 minutos para transmitir el mensaje completo. Durante estos 12.5 minutos, algunas partes del mensaje se repiten cada 6 segundos y algunas otras cada 30 segundos. Las veinticinco tramas de datos, divididas cada una en cinco subtramas, que a su vez se dividen en 10 palabras de 30 bits cada una, dando un total de 37,500 bits, conforman el mensaje completo de datos de 12.5 minutos de duración (37,500 bits a una frecuencia de 50 Hz); dichas tramas se conocen como una super-trama [2,13].

2.2.3. Mensajes de Navegación

El **mensaje de navegación** es también un código bifásico, a una tasa de 50 Hz. Debido a que el código C/A es de 1 ms, existen 20 códigos C/A por un mensaje de datos en la misma fase. Si llegase a existir una transición de fase debido al bit de datos, las fases de los dos códigos C/A adyacentes serán diferentes en $\pm \pi$.

Dicha información es importante para la adquisición de la señal, ya que esta puede ejecutarse en 2 períodos consecutivos de 10 ms de datos, entre los cuales existe al menos una transición de fase en el bit de datos de navegación. Por consiguiente, un conjunto de estos datos no efectuará la transición de fase del bit de datos y por medio de adquisición coherente se producirá el resultado deseado [2,13].

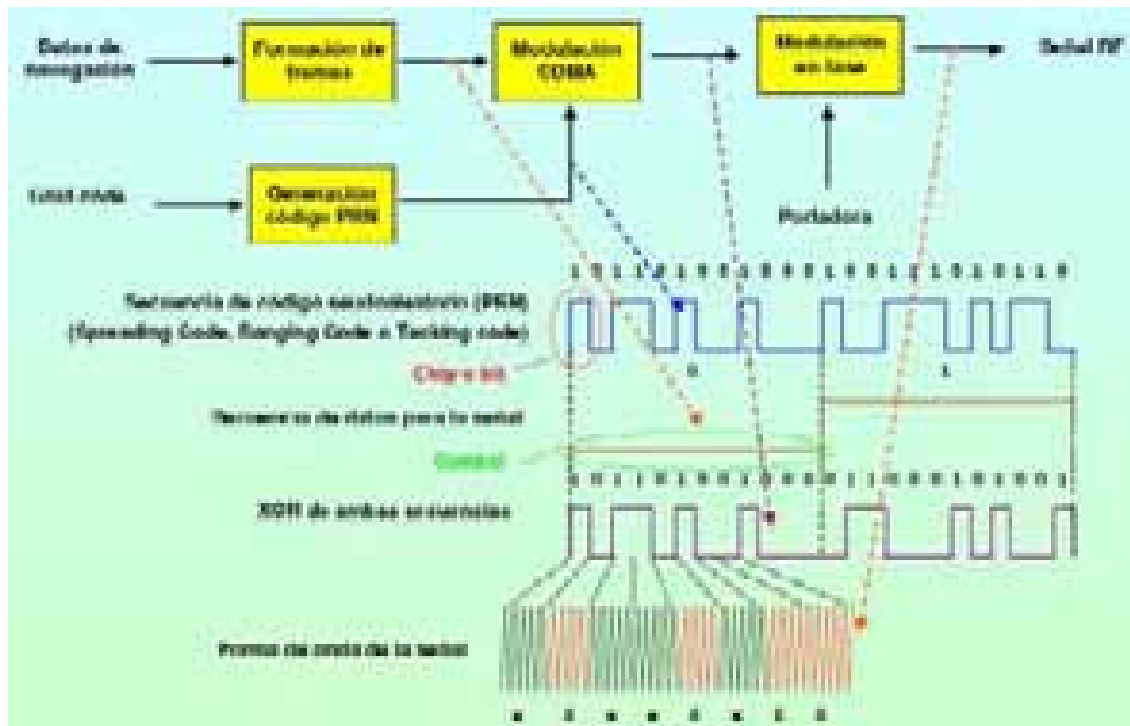


Figura 2.6 Naturaleza de las señales constitutivas del mensaje de navegación GPS. [27]

2.2.3.1 Los enunciados NMEA

La Asociación NMEA, desarrolló una interfaz para el envío de información entre computadoras y equipo electrónico marino. La comunicación del receptor GPS está definida dentro de esta especificación. Todos los enunciados estándar tienen dos letras como prefijo que define el tipo de dispositivo que emplea dicho enunciado. Para los receptores GPS, el prefijo es GP, el cual va seguido de una secuencia de 3 letras que definen el enunciado.

Dicha Asociación, permite a los fabricantes definir sus propios enunciados, los cuales comienzan con la letra P, seguida de tres letras que lo identifican. Por ejemplo, el enunciado Garmin comienza como PGRM y el Magellan, con PMGN. Cada sentencia comienza con un signo '\$' y termina con una secuencia de retorno/alimentación de línea, no mayor de 80 caracteres de texto visible. La información se halla contenida dentro de esta simple línea con los datos separados por comas. La información en sí misma es puramente texto ASCII.

Existe una provisión para una supervisión (*checksum*) al final de la sentencia, misma que puede o no ser verificada por una lectora de información, donde el checksum consiste de un '*' y dos dígitos hexadecimales representativos de una OR exclusiva de 8 bits. Los principales enunciados NMEA se presentan a continuación [39]:

- **AAM - Waypoint Arrival Alarm:** Este mensaje indica la cercanía a un waypoint de destino o el pase perpendicular sobre la línea de curso.

\$GPAAM, A, A, 0.10, N, WPTNME*43

Donde:

AAM	Arrival Alarm
A	Arrival circle entered
A	Perpendicular passed
0.10	Circle radius
N	Nautical miles
WPTNME	Waypoint name
*43	Checksum data

- **BOD - Bearing - Origin to Destination.** Muestra el ángulo de la trayectoria de línea, calculada en el waypoint de origen, extendida hasta el waypoint de destino para la jornada de navegación.

\$GPBOD, 045, T, 023, M, DEST, START*01

Donde:

BOD	Waypoint de Trayectoria Origen hacia Destino.
045.,T	Curso Verdadero 045 desde "START" hasta "DEST"
023.,M	Curso Magnético 023 desde "START" hacia "DEST"
DEST	Identificación de <i>Waypoint</i> de destino
START	Identificación de <i>Waypoint</i> de Origen
*01	Checksum

- **GGA** Información Esencial Fija que provee posicionamiento 3D y precisión de datos.

\$GPGGA,123519,4807.038,N,01131.000,E,1,08,0.9,545.4,M,46.9,M,,*47

Donde:

GGA	Información Fija del Sistema de Posicionamiento Global
123519	Fijada en 12:35:19 UTC
4807.038, N	Latitud 48 grados 07.038' N
01131.000,E	Longitud 11 grados 31.000' E
1 Calidad:	0 = inválido
	1 = GPS Fijo (SPS)
	2 = DGPS Fijo
	3 = PPS Fijo
	4 = Cinemática en Tiempo Real
	5 = RTK Flotante.
	6 = Navegación Estimada (dead reckoning)
	7 = Modo de Entrada Manual
	8 = Modo de Simulación
08	Número de Satélites recibidos
0.9	Dilución de la Precisión Horizontal
545.4,m	Altitud en Metros, por encima del nivel medio del mar.
46.9,m	Altitud del Geoide encima del elipsoide WGS84
(campo vacío)	tiempo en segundos desde la última actualización del DGPS
(Campo vacío)	Número de Identificación de Estación DGPS
*47	checksum data, siempre comienza con *

- **GSV** - Muestra la información acerca de los satélites que el receptor capta, basado en su máscara de visualización y en sus datos de almanaque. Nótese que un solo enunciado GSV provee información hasta para 4 satélites, por consiguiente se requiere de 3 sentencias para una información completa. El campo SNR (Signal to Noise Ratio) en el estándar NMEA usualmente se refiere a la potencia de la señal y es un valor indirecto. Este puede ir desde los 0 a los 99 dB, pero los valores de trabajo en un GPS regular usualmente muestran una diferencia de 25 y 35 dB, entre los valores más bajo y más alto.

\$GPGSV,2,1,08,01,40,083,46,02,17,308,41,12,07,344,39,14,22,228,45*75

Donde:

GSV	Enunciado Satélites a la Vista
2	Número de enunciados para información completa
1	Enunciado 1 de 2
08	Número de Satélites a al vista
01	Número PRN del satélite
40	Elevación en Grados
083	Azimut en grados
46	SNR
*75	checksum data *

Otras sentencias importantes para la navegación son las siguientes:

\$GPGSA	Dilución de la Precisión (DOP)
\$GPHDT	Dirección de vuelo
\$GPVTG	Ruta y velocidad
\$GPGST	Estadísticas del ruido

2.3 ERRORES EN EL POSICIONAMIENTO.

En esta sección se describen los factores más importantes que influyen en el error en la solución de la posición de un GPS, como son: el error en los relojes del satélite y del receptor, los retrasos que sufre la señal al cruzar la atmósfera, la recepción de multi-señales, los errores orbitales y otros factores como la disolución de la posición causada por la geometría de los satélites, la disponibilidad selectiva (*S/A Selective Availability*) y la encriptación del código P (*antispoofing*). Como hemos visto, el problema de la falta de sincronía de los relojes se puede subsanar con cuatro mediciones de distancia y un ajuste de los datos para que éstas coincidan en una coordenada específica. Las efemérides son continuamente revisadas desde la Tierra y los propios satélites envían los datos de corrección correspondientes.

La [tabla 2.3](#), lista las desviaciones estándar típicas para las diferentes fuentes de ruido que corrompen los parámetros del GPS. El *error de modo común* se refiere a aquellas fuentes de error que deberían ser comunes para cada receptor operando en una región geográfica limitada. Los *errores de modo no común* se refieren a aquellos errores que pueden ser distintos para los receptores operando aún en cierta proximidad. La cantidad real de ruido de modo no común será dependiente del tipo de receptor y de las técnicas utilizadas para mitigar los efectos de la multi trayectoria. Basándose en estimaciones de desviación estándar para las varias fuentes de ruido contenidos en la tabla siguiente, el GPS estándar con *disponibilidad selectiva* activa produce una σ alrededor de 25.27 metros, en contraste con los errores de modo común [9].

Errores	Desviación Estándar (m)
En Modo Común	
SA	24.0
Ionosférica	7.0
Reloj y Efemérides	3.6
Troposférico	0.7
Sin Modo Común	
Ruido en el receptor	0.1 – 0.7
Multi-trayectoria	0.1 – 3.0

Tabla 2.3 Errores debidos a Fuentes de Ruido

2.3.1 Retrasos Atmosféricos

Las ondas de radio emitidas por los satélites GPS deben cruzar el vacío, la ionosfera y la troposfera, antes de alcanzar nuestros receptores. Las señales electromagnéticas viajan a una velocidad de 300,000 km/s, en el vacío, pero al pasar por estas capas sufren un retraso que afecta el cálculo de la posición. La ionosfera, situada entre 60 y 180 km de altura, contiene moléculas de gas ionizadas por acción de la radiación solar, la conductividad producida en este medio causa un retraso que es inversamente proporcional al cuadrado de la frecuencia de la señal ($\tau = K 1/f^2$), a mayores frecuencias de la señal, ésta sufrirá un retraso menor (L1 a 1,575.42 MHz sufre menos retraso que L2 que trabaja a 1,227.60 MHz). Al emitir dos señales con frecuencias distintas es posible determinar el desfase que han sufrido ya que teóricamente deben llegar al mismo tiempo, y así se calcula el retraso ionosférico. Esta es la razón de que existan dos frecuencias portadoras y los receptores capaces de captarlas se les llama de *doble frecuencia*.

En la tropósfera ocurren las mayores perturbaciones a las señales, causadas por la variación de la temperatura y la presencia de vapor de agua. La temperatura aporta el 90% sobre el error troposférico, pero su efecto es sencillo de modelar al utilizar el gradiente térmico de la capa. El vapor de agua aporta el 10% del error, es difícil de modelar y por ende, de corregir.

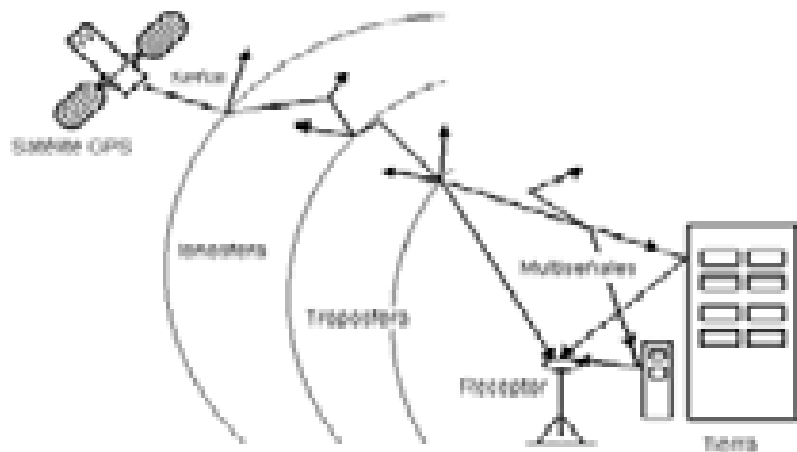


Figura 2.7. Retrasos en las señales de los satélites GPS y recepción múltiple.

El retraso atmosférico se divide en dos componentes:

$$\Delta t_a = \Delta t_{trop} \pm \Delta t_{ion} (f)$$

Donde f denota la *frecuencia de la señal portadora*, el signo + es utilizado para el *código de pseudorange*, y el signo -, para el *rango de fase*; por ello, los usuarios que combinan las técnicas de alcance basadas en el *código* y la *fase* deben asegurarse que consideran las diferencias de signos apropiadamente [9].

Se utiliza un modelo estándar de la Ionósfera, para eliminar parte del error. La Ionósfera puede fluctuar demasiado, por lo que durante tormentas iónicas se ha observado un error de posición de hasta 50 metros, lo cual es crítico para una aproximación de precisión de las aeronaves [26]. El retraso puede ser aproximado a un primer orden como sigue:

$$\Delta t_{ion}(f) = (40.3 / f^2) * TEC$$

Donde f es la frecuencia portadora y TEC, *Total Electron Count*, (*número de electrones en una sección de 1m² a lo largo de la trayectoria de transmisión de la ionósfera*). En el tratamiento de la compensación ionosférica mediante receptores de doble frecuencia es conveniente definir a:

$$I_a = (40.3 / f_1 f_2) * TEC$$

Bajo esta definición, los retrasos ionosféricos L1 y L2 son $(f_2/f_1)I_a$ y $(f_1/f_2)I_a$, respectivamente. Los receptores de doble frecuencia representan una ventaja importante para efectuar la estimación de los retrasos, por ello se incorporaron dentro del sistema GPS [9].

2.3.2 Recepción Multiseñal

Los errores por multi-trayectoria se deben a señales reflejadas desde superficies cercanas al receptor, que cambian el pico de correlación y corrompen la envolvente, teóricamente simétrica, del receptor. Estos dos cambios en la envolvente resultan en mediciones erróneas de pseudo distancias. Nominalmente, la multi-trayectoria de C/A puede resultar en errores de 0.1 – 3.0 m, dependiendo de algunos factores como el diseño y ajustes de la antena. El error de fase multi-trayectoria en L1 se espera que sea menor a 5 cm, sin embargo, puede ser mayor.

Para reducir los efectos de la multi-señal, el usuario debe evitar edificios, árboles, cerros, estructuras metálicas y otros elementos que reflejen las señales. Para aplicaciones móviles, el movimiento de la antena relativo a las superficies reflectoras puede reducir significativamente el tiempo de correlación de la señal multi-trayectoria mediante la introducción de un filtrado. Las estaciones de referencia de GPS-Diferencial se deben situar cuidadosamente para evitar que los errores multitrayectoria sean incluidos en las correcciones emitidas a los usuarios [9].

2.3.3 Dilución Geométrica de la Precisión

La relación entre la medición de errores de pseudo-distancias y la posición del usuario y del error por desfaseamiento en el reloj, es una función dependiente del tiempo y de la posición geométrica del satélite, de tal forma que se requiere saber la afectación de la medición de pseudodistancia y los modelos de error en los parámetros estimados, donde sigma σ representa la desviación estándar del error de pseudo-distancia más el error del modelo residual, y se obtiene con la raíz cuadrada de la sumatoria de estos errores, si y sólo si los componentes del error de medición y del modelo son todos independientes.

Dado que el factor de escala es típicamente mayor que uno, éste amplifica el error de pseudo-distancia o **diluye la precisión**, en la determinación de la posición; por consiguiente, a este factor de escalamiento se le denomina **Dilución Geométrica de la Precisión (GDOP Geometrical Dilution of Precision)**. En vez de examinar la calidad de toda la solución, pueden tomarse componentes específicos tales como las *coordenadas de posición 3D del receptor, las coordenadas horizontales, la coordenada vertical o la desviación del reloj*, tal que con estas mediciones de error, pueda determinarse la DOP horizontal, vertical y de tiempo con:

$$PDOP = \frac{\sqrt{\sigma_e^2 + \sigma_c^2 + \sigma_b^2}}{\sigma_e} = \sqrt{D_{11} + D_{22} + D_{33}}$$

$$HDOP = \frac{\sqrt{\sigma_e^2 + \sigma_c^2}}{\sigma_e} = \sqrt{D_{11} + D_{22}}$$

$$VDOP = \frac{\sigma_b}{\sigma_e} = \sqrt{D_{33}}$$

Donde

PDOP = Position Dilution of Precision
HDOP = Horizontal Dilution of Precision
VDOP = Vertical Dilution of Precision

Nótese que $PDOP^2 = HDOP^2 + VDOP^2$, y que $GDOP^2 = PDOP^2 + TDOP^2$, estas son relaciones útiles para la interpretación de los diferentes valores de DOP. Dado que la dilución de la precisión está en función de las coordenadas del receptor y del satélite, ésta puede ser prevista para cualquier conjunto de satélites a la vista desde cualquier ubicación específica mediante el uso de un almanaque. Cuando solamente se observan 4 satélites GPS, los vectores unitarios del receptor a los satélites forman un tetraedro como se muestra en [la figura 2.8](#), donde el volumen se relaciona con la DOP, de tal forma que mientras más grande es el volumen del tetraedro, más pequeña será la DOP.

El tetraedro más largo posible es aquel para el cual 1 satélite se halla en el cenit y 3 por debajo del horizonte de la Tierra con un ángulo de elevación de -19.47° e igualmente espaciados en azimut, tal que el GDOP resulta ser de 1.581. Sin embargo, un receptor GPS cerca de la superficie terrestre no puede observar los 3 satélites por debajo del horizonte, por lo que en este caso, la GDOP más baja posible de 1.732 es obtenida con 1 satélite en el cenit y 3 igualmente espaciados en el horizonte [16].

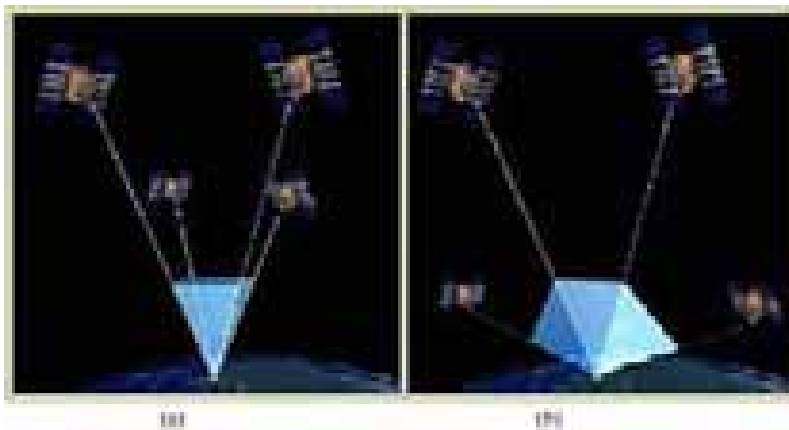


Figura. 2.8 Dilución de la precisión: a) Mala DOP; b) Buena DOP.

2.3.4 Disponibilidad Selectiva

Mediante la disponibilidad selectiva (S/A) el Departamento de Defensa de EU intentó (y logró durante un tiempo) reservarse el derecho de lograr las mayores precisiones de GPS; introduciendo un error en las mediciones de uso civil, evitando que se obtuvieran precisiones mejores que 100 m. Las limitaciones fueron introducidas manipulando los datos de las efemérides (método e) y mediante la desestabilización de los relojes del satélite (método d) ambos afectan la medición de pseudodistancias. En Mayo de 2000 se eliminó el uso de la disponibilidad selectiva [13].

2.3.5. Error de distancia equivalente del usuario (UERE).

Al combinarse el ruido del receptor, el reloj del satélite y los errores de efemérides, atmosférico y multi-trayectoria – todos expresados en unidades de distancia – se obtiene entonces un error de distancia equivalente del usuario (UERE), tal que para el Servicio de Posicionamiento Standard (SPS), la UERE típica es menor a 5 metros. Siendo este valor causado por los efectos ionosféricos y de multi-trayectoria, mientras que los usuarios del SPS en frecuencia dual, experimentan UEREs menores, de tal forma que se obtiene, entonces, una medición de toda la calidad de la solución por mínimos cuadrados al obtener la raíz cuadrada de la suma de las varianzas de los parámetros estimados:

$$\sigma_G = \sqrt{\sigma_X^2 + \sigma_Y^2 + \sigma_U^2 + \sigma_{\text{receptor}}^2} = \sqrt{D_{XX} + D_{YY} + D_{UU} + D_{\text{receptor}}}$$

Donde $\sigma_X, \sigma_Y, \sigma_U$ son las covarianzas de las componentes Este(X), Norte (Y) y Receptor (U) y σ_{receptor} es la varianza de la estimación de desviación del reloj receptor, mientras que los elementos, únicamente son función de la geometría de satélite en el receptor.

2.4 MÉTODOS DE CORRECCIÓN DE LA POSICIÓN (GPS DIFERENCIAL, WAAS y LAAS)

La alta precisión del GPS se logra, principalmente, mediante el uso de estaciones de referencia que recopilan información geográfica, posicional y de condiciones atmosféricas, para luego procesarla en las estaciones maestras donde se corrigen los errores a través de modelos matemáticos. Para incrementar el área de cobertura de corrección y reducir, paralelamente, el número de receptores de referencia fijos, es preciso modelar las variaciones espaciales y temporales de los errores, lo cual es fundamento del GPS diferencial de área extensa donde, para aplicaciones de tiempo real, las correcciones de parámetros del satélite se transmiten a los usuarios a través de equipos VHF o de satélites geoestacionarios que emitan pseudocódigos con información de corrección [33].

2.4.1 GPS Diferencial

El sistema utilizado para la navegación aérea diferencial, utiliza 2 receptores que intercambian continuamente información de navegación en tiempo real, donde uno de ellos funciona como “estación base”, mientras que el otro separa entre las 2 soluciones de navegación y elimina errores comunes inducidos conforme las señales en banda L viajan desde los satélites hacia la superficie terrestre. Los errores remanentes de línea de vista, no comunes a las 2 soluciones, se tornan diferencialmente pequeños, en algunos casos, de entre 1 y 2 m. En algunas pruebas de vuelo se comparó la precisión de la navegación absoluta y la diferencial para un patrón elíptico de vuelo, y se notó que durante la fase de *navegación absoluta* se tuvo errores aproximados a 40 m en vertical y más de 20 m en horizontal, mientras que en la navegación diferencial, ambos errores rápidamente convergían a 3 m o menos. Si los errores en modo común son los mismos para todos los receptores de área local y si pueden ser estimados por un receptor de posición conocida y

radiar su señal a todos los demás, la precisión de GPS se mejora. Este es el principio básico de funcionamiento del DGPS, el cual involucra un receptor base en (x_o, y_o, z_o) , un móvil (x_r, y_r, z_r) y un medio de comunicación entre ambos [9,13].

2.4.2. WAAS (Wide Area Augmentation System)

Una aplicación del método DGPS es el WAAS. El WAAS consiste de aproximadamente 25 estaciones terrestres de referencia localizadas en Estados Unidos que monitorean la información de los satélites GPS y determinan los errores de posición. Esta información es enviada a la estación maestra donde se crea una señal de corrección. Ésta se transmite hacia un satélite geoestacionario. El mensaje de corrección es entonces transmitido a todos los receptores de los usuarios. La información es compatible con la estructura básica de GPS, lo que significa que un receptor puede leer la señal WAAS, con las adecuaciones pertinentes. Aunque las señales de corrección WAAS son dirigidas esencialmente para Estados Unidos, están disponibles en todo el continente Americano debido a la huella de cobertura de los satélites geoestacionarios que la transmiten, sin embargo, la señal no tiene las correcciones adecuadas para todo el continente [42]

Otros gobiernos han desarrollado sistemas de mejoramiento de la precisión parecidos a WAAS; en Asia se tiene el Sistema Japonés de Aumentación Satelital Multifuncional (MSAS, *Multi-functional Satellite Augmentation System*), mientras que en Europa está el Servicio de Cobertura para Navegación Euro-Geoestacionario (EGNOS, *Euro-Geostationary Navigation Overlay Service*). En Julio de 2003, la FAA aprobó el sistema WAAS para su uso en la aviación civil bajo cualquier condición meteorológica a lo largo de los E.U. y gran parte de Alaska. Antes que este, ningún otro sistema de navegación podría haber provisto la posibilidad de efectuar operaciones de aproximación horizontales y verticales precisas por debajo de los 250 pies. Actualmente, el WAAS provee dicho servicio para toda clase de aeronave en todas las fases de vuelo: despegues, navegación en ruta y aproximaciones verticales de aterrizaje guiado hasta CAT I.

En el año 2006, la FAA completó su análisis técnico y demostró que las aproximaciones WAAS LPV (Linear Parameter-Varying Approach) podían ser efectuadas, aún con seguridad, por debajo de los 200 pies. El siguiente segmento de WAAS se prevé quedará completado en este año de 2008 y expandirá la cobertura del servicio a todo E.U., en gran parte de Alaska, y en las regiones más importantes de Canadá y México. Después de este año, el WAAS se verá mejorado al aprovechar la nueva generación de satélites GPS. El desarrollo de los procedimientos por instrumentos WAAS LPV continuará para proveer el servicio en todas las pistas aprobadas en EU [42]. A diferencia de las radio ayudas tradicionales, el *sistema GPS* cubre casi todo el espacio aéreo mundial. Las señales emitidas desde los satélites se reciben en las *estaciones de referencia (WRS)*, las cuales detectan los errores de sincronización. La información recibida es reenviada a través de una *red de comunicaciones terrestre* a la *estación maestra (WMS)*, (figura 2.9), donde se generan los mensajes de corrección WAAS y éstos, a su vez, son enviados hacia las *estaciones de enlace* y de allí a los transpondedores de los satélites geoestacionarios. El sistema WAAS consta de:

- 3 Satélites Geoestacionarios (GEO) INMARSAT que convierten la banda C en frecuencia L1 hacia la aeronave.
- 38 Estaciones de Referencia WAAS (WRS) entre CAN-E.U.A-MEX.
- 4 Estaciones Maestras de WAAS (WAAS Master Stations)
- Red Terrestre de Comunicaciones
- 3 Estaciones GES (Ground Earth Station) de enlace en banda C para comunicación con los satélites INMARSAT.



Figura. 2.9. Red de comunicaciones y enlaces desde estaciones terrestres a los satélites geostacionarios.

Su objetivo es aumentar la exactitud de la posición a través del uso de la señal GPS para apoyar la navegación vertical y lateral. La fase de servicio para aproximación de precisión inicia en el 2008 y concluye, para una frecuencia, en el 2020 [42].

2.4.3. LAAS (Local Area Augmentation System)

El Sistema de Aumentación de Área Local, (LAAS) enfoca su servicio en un radio de 20-30 millas para aproximaciones de precisión y operaciones en área terminal, a través de la emisión, desde un transmisor terrestre, de un mensaje de corrección vía radioenlace de datos VHF. Dicho sistema, recientemente puesto en operación por el grupo FAA/GBAS y *Honeywell®* a nivel de prototipo para operaciones aeronáuticas, ofrece alta disponibilidad e integridad necesarias para aproximaciones de precisión de Categorías I, II, y III, así como la habilidad para efectuar trayectorias de aproximación flexibles y curvilíneas, cuya precisión demostrada está por debajo de 1 m en ambos ejes: vertical y horizontal [40].

Primeramente, los 4 receptores LAAS – GPS y la infraestructura terrestre LAAS, miden los errores en la posición provista por GPS, mientras que el último produce un mensaje de corrección, basado en la diferencia entre las posiciones actual y la calculada, que incluye los parámetros de integración e información de la trayectoria de aproximación. Posteriormente, el transmisor de radio enlace VHF emite la señal con las correcciones de posición, velocidad y tiempo hacia la aviónica instalada en las aeronaves equipadas con LAAS, en un radio aproximado de 20 a 30 millas, para apoyar la transición de la aeronave situada en espacio aéreo en ruta hacia espacio aéreo terminal y durante el aterrizaje, siendo la señal en esta última fase muy semejante al guiado que provee el ILS (aterrizaje por instrumentos) con un mínimo de 200 pies por encima de la cabecera de la pista [41].



Figura 2.12. Configuración Básica del Sistema LAAS

2.4.3.1 Esquema básico de WAAS/LAAS

La meta del WAAS es proporcionar la capacidad de aproximación de precisión a todas las pistas dentro de las áreas de servicio en los E.U, Alaska, Hawaii, México y el Caribe. Operando a plena capacidad, se busca tener tres niveles de operación para el servicio de aproximación de:

- No – Precisión
- Navegación Lateral (LNAV) / Navegación Vertical (VNAV)
- Aterrizaje por Global Navigation Satellite System GNSS GLS (GPS Landing System)

El programa de la FAA contempla las siguientes etapas:

- Servicio Inicial de LNAV/VNAV
- Servicio Total de LNAV/VNAV
- Servicio Inicial de GLS
- Servicio Total de GLS en una Frecuencia
- Servicio de GLS en doble Frecuencia.

Para la aproximación a pista con GPS/WAAS se han definido y establecido ciertos niveles:

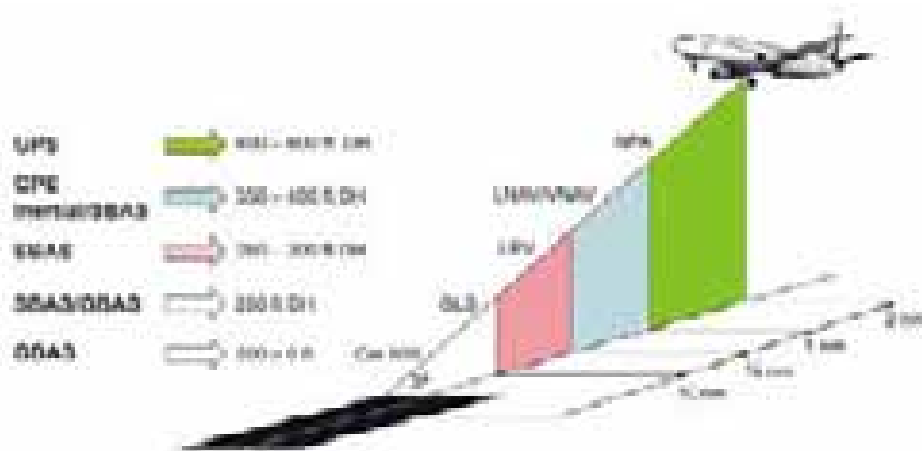


Figura 2.13. Definición de Alturas para aproximación a pista con GPS/WAAS.

Para la precisión estimada, el sistema debe tener capacidad de proporcionar al usuario alarmas indicativas de restricción para navegación en un tiempo no mayor a 6 segundos. Para ello, la arquitectura del sistema considera tres satélites GEO y uno más por redundancia. El inicio del servicio LNAV/VNAV considera un 70% de cono de cobertura del satélite INMARSAT. La aeronave debe contar con un receptor GPS/WAAS para poder procesar ambas señales y generar la propia interna, de guía de navegación. El equipo FMS (Flight Management System) o Sistema de Gestión de vuelo determina la posición utilizando cualquier combinación de GPS, GPS/WAAS, Inercial, VOR o DME [26].

Capítulo

3

SISTEMAS DE AUMENTACIÓN SATELITAL Y SU UTILIZACIÓN EN LA NAVEGACIÓN AÉREA.

La Administración Federal de Aviación (FAA-Federal Aviation Administration), por encargo de la OACI (Organización de Aviación Civil Internacional), desarrolla actualmente los sistemas de aumentación de GPS capaces de proporcionar mayor exactitud y de ofrecer servicios de navegación que soporten todas las fases de vuelo. Para obtener la precisión, integridad y disponibilidad de señales GPS, la FAA desarrolla un Sistema de Aumentación de Área Extensa basado en satélites, denominado WAAS (Wide Area Augmentation System) para brindar cobertura oceánica, continental, terminal y de aproximación. Paralelamente, se está desarrollando un Sistema de Aumentación de Área Local, LAAS (Local Area Augmentation System) que proporcionará el servicio terminal, de aproximación y superficie. La constelación GPS permite al usuario obtener su posición, casi en cualquier instante y lugar del mundo. La intención de la OACI es utilizar este sistema para todas las fases de navegación de una aeronave, lo cual implica garantizar la integridad, disponibilidad y precisión del sistema.

Para obtener el servicio completo de integridad y precisión de la señal de satélite, debe incrementarse el equipamiento en segmentos y enlaces terrenos; así mismo, deben agregarse una cantidad de estaciones de referencia (WRS), conectadas a un Centro Maestro. La OACI, clasifica a los sistemas de aumentación en dos categorías:

1). Aumentación mediante satélites que cubra la mayoría de las necesidades dentro de un Área Geográfica Extensa, de escala continental, denominada **SBAS** (Satellite Based Augmentation System). 2). Aumentación mediante estaciones terrenas destinadas al cumplimiento de necesidades dentro de una zona limitada, tal como la aproximación de precisión a un aeropuerto, denominada **GBAS** (Ground Based Augmentation System).

SBAS (Satellite Based Augmentation System)

En la actualidad se desarrollan tres programas de sistema SBAS, basados en un mismo principio: estaciones terrenas WAAS o WRS (WAAS Reference Stations) y RIMS (Receiver Integrity Monitoring System) para EGNOS, ubicadas dentro del territorio en el que se deben garantizar los servicios de navegación.

Dichas estaciones reciben las señales generadas por GPS y GLONASS y envían datos a centros maestros para corregir los cálculos a través de enlaces de comunicaciones de alta eficiencia. Las señales de corrección se transmiten a la aeronave utilizando satélites geoestacionarios (actualmente 4 satélites INMARSAT III, dos para cada sistema satelital denominados AOR-W, AOR-E, IOR Y POR) con una cobertura muy amplia que satisface completamente la disponibilidad para la navegación. México está cubierto por el satélite AOR-W y parcialmente por el POR, y podría recibir el servicio de navegación generado por el sistema WAAS agregando estaciones en su territorio bajo requerimientos de la OACI [26].

GBAS (Ground Based Augmentation System)

Un sistema GBAS se instala en las áreas locales y su principio de operación es comparable al de las estaciones SBAS pero de menor alcance. Dado que proporcionan cobertura de área local, se ubican dentro de aeropuertos para el reemplazo de los sistemas ILS (Instrument Landing System) con un costo similar de operación. El GBAS, recibe las señales del GPS para revisar la integridad y realizar los cálculos concernientes a las correcciones que se enviarán a la aeronave, la cual posee un Receptor Multi Modo (MMR-Multi Mode Receiver) dentro de la banda VHF. El servicio de aterrizaje se proporciona en un radio de 30 MN, alrededor de la estación. La operación de una estación GBAS, denominada LAAS (Local Area Augmentation System) por la FAA, es independiente de las estaciones SBAS.

El WAAS (SBAS) y LAAS (GBAS) permiten a la aeronave emplear el GNSS (Global Navigation Satellite System), como un sistema único e integrado de navegación. Aún cuando el GPS aumentado tenga la capacidad técnica de ser un medio único de navegación, no podrá serlo en áreas de tráfico denso. Cada miembro de la OACI deberá determinar, basado en sus necesidades operacionales, cuando emplear o no el GNSS como único servicio [26].

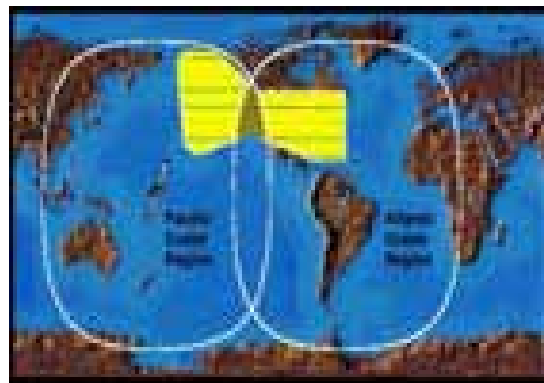


Figura. 3.1 Huellas de Cobertura de los Satélites POR (Pacific Ocean Region) y AOR-W (Atlantic Ocean Region-West).

3.1 VENTAJAS DE LA UTILIZACIÓN DEL SISTEMA WAAS.

El sistema WAAS permitirá el uso del GPS como un medio primario de navegación desde el despegue hasta una aproximación de precisión de categoría I. Otros modos de transportación y usuarios en general, también se beneficiarán del incremento en la precisión, disponibilidad e integridad ofrecida por WAAS [32].

Los beneficios de WAAS para la aviación civil serán sustanciales, ya que el sistema mejora la eficiencia de las operaciones aéreas a través de la:

1. Utilización de rutas más directas no restringidas por la ubicación de las radio ayudas.
2. Reducción en los estándares de separación, lo cual permite un incremento de la capacidad en un espacio aéreo determinado, sin incrementar el riesgo.
3. Implementación como medio primario de navegación en fases de despegue, en ruta, aproximación y aterrizaje.
4. Capacidad de aproximación vertical de precisión.
5. Reducción y simplificación de equipo a bordo de la aeronave.
6. Eliminación de costos de mantenimiento asociados con radio ayudas basadas en tierra, tales como NDBs, VORs, DMEs, e ILS CAT I [44].



Figura. 3.2 Aproximación de Precisión WAAS / GPS

3.2 CÓDIGOS C/A Y MENSAJES WAAS

3.2.1 Código C/A WAAS

Los códigos C/A (en adelante denominados códigos WAAS) utilizados para la transmisión GEO - WAAS GEO cumplen con los siguientes requisitos: (1) Pertenecer a la familia de códigos *Gold* de 1023-bits como los 37 códigos C/A reservados para el sistema GPS y especificados por el SPS (Standard Positioning Service) – GPS [8]. Los primeros 32 son asignados a satélites GPS, mientras que los últimos 5 (de los cuáles 2 son iguales) están reservados para otros usos. (2) No interferir con las señales GPS. Los códigos WAAS están identificados en 3 formas: (1) Número PRN, (2) Retraso G2 (dado en chips) y (3) Estado inicial en G2.

Los 19 códigos WAAS seleccionados se presentan en la [tabla 3.1](#). Al igual que en los códigos C/A GPS, el número PRN es arbitrario, pero comienza con 120. El posicionamiento de los códigos está dado por el promedio de picos de correlación cruzada entre éstos y los 36 códigos GPS con diferencia Doppler cero.

Tabla 3.1. Listado de los 19 Códigos WAAS

PRN	G2 Delay (Chips)	Initial G2 Setting (Octal)*	First 10 WAAS Chips (Octal)*	Geostationary Satellite PRN Allocations
120	145	1106	0671	INMARSAT AOR-E
121	175	1241	0536	Unallocated
122	52	0267	1510	INMARSAT AOR-W
123	21	0232	1545	Unallocated
124	237	1617	0160	Unallocated
125	235	1076	0701	Unallocated
126	806	1764	0013	Inmarsat Reserved
127	657	0717	1060	Unallocated
128	634	1532	0245	Unallocated
129	762	1250	0527	MITSAT-1
130	355	0341	1436	Unallocated
131	1012	0551	1226	INMARSAT IOR
132	176	0520	1257	Unallocated
133	605	1731	0046	Unallocated
134	130	0706	1071	INMARSAT IOR
135	359	1216	0561	Unallocated
136	595	0740	1037	Unallocated
137	68	1007	0770	MITSAT-2
138	386	0450	1327	Unallocated

3.2.2 Funcionamiento y contenido de información de la señal WAAS

Un satélite GEO - WAAS transmite información de integridad y/o correcciones de área aumentada, donde la primera proporciona información de “utilizar/no utilizar” para todos los satélites a la vista de la región aplicable (incluso los GEO’s), mientras que los datos de corrección arrojan estimaciones del error una vez aplicadas las correcciones. El error diferencial de distancia de usuario (UDRE), conjunta el error de pseudo-distancia corregido con WAAS en función de las correcciones rápidas, del reloj de largo plazo y de las correcciones de efeméride con una probabilidad del 0.999. El error vertical ionosférico de usuario (UIVE) es el retraso ionosférico vertical interpolado a partir de los errores de rejilla ionosférica vertical (GIVEs) con una probabilidad de 0.999.

Para definir el formato y el contenido de información, el ancho de banda de la señal de información debe tener la capacidad necesaria para transmitir de manera simultánea, información de integridad y corrección para toda la región de servicio, sin que la información en común para ambos datos se repita. La tasa base de transferencia de datos será de 250 bps, codificados a tasa 1/2 convolucional seguido de un código de corrección de error adelantado [8].

3.2.3 Cronometraje

Al inicio de las correcciones, la solución de tiempo se hará con respecto al tiempo de la red WAAS y no conforme al sistema de tiempo GPS, por lo que el *tiempo de red* WAAS está ajustado al del sistema GPS después de las correcciones, bajo cumplimiento de todos los requisitos de desempeño WAAS. No obstante, si las correcciones no son aplicadas entonces la solución se hará con respecto al tiempo compuesto de la Red GPS/WAAS, lo cual implica que la precisión resultante se verá afectada por la diferencia entre estas dos.

Dado que el tiempo de la red WAAS estará dentro de los 50 nanosegundos del sistema de tiempo GPS; entonces, la diferencial de tiempo estimada entre la WNT (WAAS Network Time) y el Tiempo Universal Coordinado (UTC), deberá ser provista en un mensaje de datos [8].

3.2.4. Relaciones entre los diferentes tipos de mensaje

Tabla 3.2. Tipos de Mensajes

Type	Content
0	Don't use this ODO for anything (for WAAS testing)
1	PRN Mask assignments, set up to 51 of 200 bits
2-5	Fast corrections
6	Integrity information
7	Fast Corrections, Degradation Factor
8	Estimated RAIM Error message
9	ODO navigation message (L1, E, P, time, etc.)
10	Degradation Parameters
11	Reserved for future messages
12	WAAS Network Time/UTC offset parameters
13-16	Reserved for future messages
17	ODO advisory message
18	Atmospheric grid point results
19-23	Reserved for future messages
24	Mixed fast corrections long term satellite error corrections
25	Long term satellite error corrections
26	Atmospheric delay corrections
27	Reserved (WAAS Service Message)
28-31	Reserved for future messages
32	Reserved (Internal Test Message)
33	Null Message

La tabla 3.2 presenta el conjunto de tipos de mensaje, mientras que la relación entre mensajes se muestra en la Figura 3.3 [8].

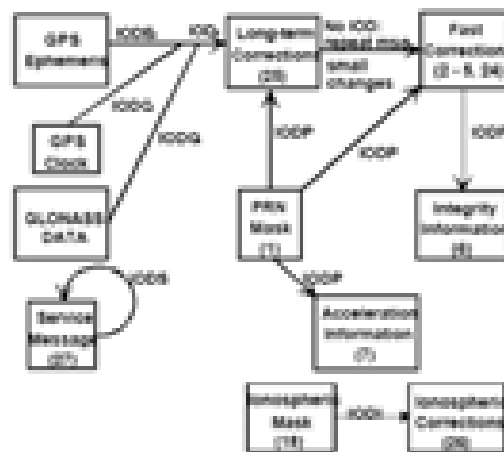


Figura 3.3. Relaciones entre mensajes GPS/WAAS

3.3. MENSAJES WAAS

3.3.1. Correcciones rápidas en los mensajes tipos 2 – 5.

El mensaje tipo 2 contiene los conjuntos de datos rápidos para los primeros 13 satélites designados en la máscara PRN, el tipo 3, para los satélites 14 - 26, sucesivamente hasta el tipo 5 para los satélites 40 a 51 designados en la máscara PRN. La corrección rápida se transmite solamente si el número de satélites designado en la máscara PRN lo requiere, por ejemplo, el tipo 5 se transmite a 40 o más satélites designados, a una resolución de 0.125 metros, para un intervalo válido de [-256.000 m, +255.875 m], pero si este se excede automáticamente se desplegará la indicación de **"Don't Use"** o **"not monitored"** seguida de una corrección válida; además de que la tasa de corrección de distancia (RRC - Range Rate Correction) se reinicia y su satélite asociado queda inutilizado para el soporte en modo de aproximación de precisión [8].

3.3.2. Información de Integridad en el Mensaje Tipo 6

El mensaje de *información de integridad* provee una condición de alarma para satélites múltiples que permite a las correcciones rápidas en los mensajes tipo 2-5 se actualicen conforme a la dinámica de los errores de reloj del satélite, mientras que por designación (default) estén siendo actualizadas a cada 6 s [8].

3.3.3. Mensaje tipo 18 correspondiente a la máscara de red ionosférica.

Este mensaje provee una máscara para cada una de las 9 bandas y contiene una emisión de datos de la máscara ionosférica (IODI – Issuance of Ionospheric Data) para asegurar que las correcciones ionosféricas sean propiamente decodificadas, dado que el mismo IODI será utilizado por todas las bandas. Un satélite GEO sólo transmitirá IGP's (*Ionospheric Grid Points*) en bandas (hasta la 6) que cubran las IGP's observables desde la intersección de su huella y de los sistemas de control. Si el número de bandas es 0, el mensaje es indicativo de que no habrá correcciones ionosféricas por retraso que informen si el servicio de aproximación de precisión no está siendo provisto por la transmisión del GEO.

Al final de la huella del GEO, los puntos de ruptura ionosférica (IPPs – Ionospheric Pierce Point) pueden ser localizados más allá de los IGP's de las bandas transmitidas. Sin embargo, debido al traslape de las huellas GEO, aquellos IPPs serán cubiertos por el GEO más cercano que transmite en una banda adyacente. Este GEO por sí mismo estaría a un ángulo de elevación mayor. La Fase 1 es tal que el equipamiento del usuario nunca seleccionará las IGP's en las esquinas de una celda de 10° por 10° cuando se halle calculando el retraso y la UIVE para un usuario entre los 55° Sur y 55° Norte, es por ello que la máscara IGP no incluye las IGP's de 75° Norte [8].

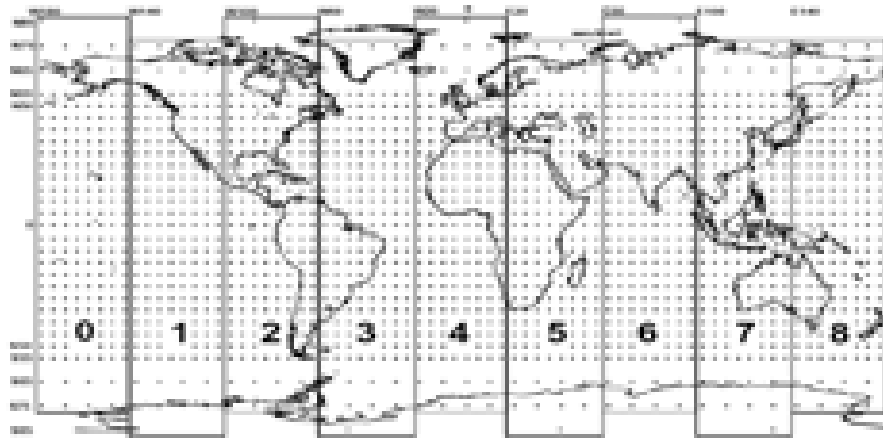


Figura 3.4. Red global de puntos ionosféricos predefinidos.

3.3.4. Mensaje tipo 26, correcciones de retraso ionosférico.

El mensaje tipo 26 provee los retrasos verticales (relativos a la señal L1) y el 99.9% de precisión (vía σ^2 GIVE's) en los IGP's geográficamente identificados por número de IGP, donde cada mensaje contiene un número de banda y un bloque de ID, el cual indica la ubicación de los IGP's en la máscara de la banda respectiva. Los retrasos verticales del IGP de 9-bits tienen una resolución de 0.125 metros, para un rango válido desde 0 hasta 63.750 metros. Un retraso vertical de 63.875 metros (11111111) indica un "Don't Use" [8].

3.3.5. Mensaje tipo 9, GEO – Navegación.

Éste contiene la posición, velocidad y aceleración del satélite geoestacionario en coordenadas ECEF (Earth-Centered Earth-Fixed), y su tiempo aparente en las desviaciones de frecuencia y de reloj. Incluye también el tiempo de aplicabilidad t_0 , emisión de datos (IOD) y un exponente de precisión (URA) que, en conjunto, representan la precisión estimada del mensaje. Los parámetros Gf_0 y Gf_1 son un estimado del tiempo de desviación y deriva con respecto al Tiempo de Red WAAS, donde su efecto combinado se suma al estimado del tiempo de transmisión del satélite [8].

3.4 INTEGRIDAD DE WAAS

La integridad es la habilidad para notificar a una aeronave cuando los datos no pueden ser utilizados para la navegación. El análisis de integridad incluye la identificación y evaluación de información mal intencionada, (HMI, Hazardously Misleading Information) la cual se presenta con una probabilidad menor a 1×10^{-7} cuando el error de posición del usuario excede el nivel de protección en las dimensiones horizontal y vertical (HPL&VPL Horizontal Protection Level y Vertical Protection Level) y han transcurrido 6.2 s durante aproximación vertical guiada y 10 segundos durante navegación en ruta y aterrizaje de no precisión.

Por otro lado, la señal WAAS transmite un lazo de integridad a los valores de corrección UDRE (User Differential Range Error) unido a las correcciones satelitales y al UIVE (User Ionospheric Vertical Error) sobre las rectificaciones ionosféricas, de tal forma que el receptor en la aeronave procesa los datos de integridad para generar los HPL (Horizontal Protection Level) y VPL (Vertical Protection Level), con su correspondiente Límite de Alerta Horizontal (HAL Horizontal Alert Limit) y Vertical (VAL Vertical Alert Limit).

La precisión de la posición horizontal en una aproximación de no precisión (NPA Non Precision Approach) es del 95% y 99.999% con respecto al tiempo. El satélite GEO AOR-W ya no se encuentra disponible para la medición en PA (Precision Approach). Actualmente, el satélite GEO CRW provee la capacidad de enlace de datos.

Las cartas triangulares muestran las distribuciones de los errores verticales de posición (VPE Vertical Position Errors) contra los niveles verticales de protección (VPL Vertical Protection Level) y los errores de posición horizontales (HPE Horizontal Position Errors) contra los niveles de protección horizontales (HPL Horizontal Protection Errors). [Figuras 3.5 y 3.6](#) respectivamente [20].

El eje de las abscisas corresponde al *error vertical*, mientras que el eje de las ordenadas pertenece a los *niveles de protección vertical* VPL_{WAAS} . Mientras más bajos sean los niveles de protección habrá mayor disponibilidad del servicio. La línea diagonal muestra el punto en donde el error es igual al límite de protección.

Por encima y a la izquierda de la diagonal en la carta, los errores son fijos (WAAS está proveyendo de integridad en el dominio de la posición); por debajo y a la derecha, los errores no son fijos (puede presentarse la HMI o Hazardous Misleading Information). La estrechez de las distribuciones de error normalizadas muestra un muy buen desempeño de seguridad [20].

Dependiendo de la fase de vuelo, la integridad puede ser determinada por la propia aeronave, mediante el Monitoreo Autónomo de Integridad en el Receptor (RAIM, Receiver Autonomous Integrity Monitoring).

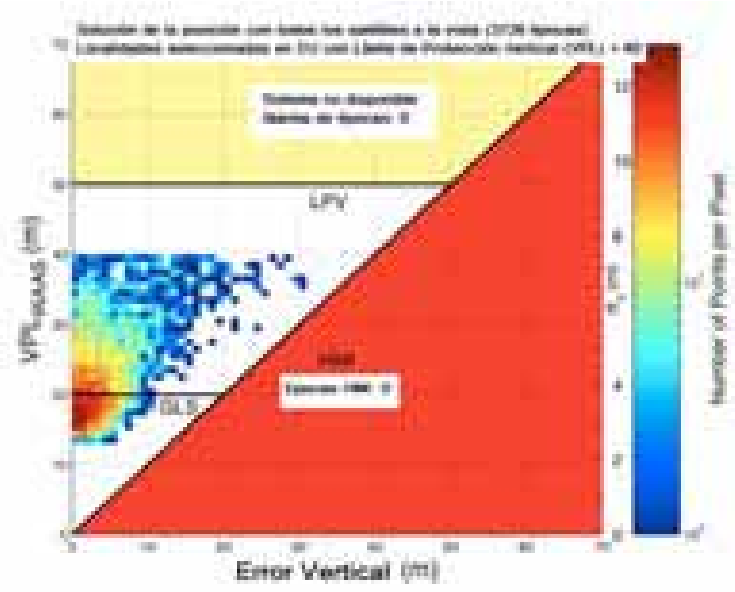


Figura 3.5. Carta triangular que muestra la distribución de los errores verticales de posición.

Esto puede hacerse a través de 3 clasificaciones o por los datos provenientes de WAAS, donde con 4 fuentes de distancia no es posible obtener la integridad, no obstante, con 5 hay detección de falla y con 6, detección de la falla y la exclusión. La integridad debe conservarse aún cuando la aeronave pierda algunos de los mensajes de corrección, luego de ser afinados por los elementos de aviónica de a bordo mediante el cálculo de un nivel de protección horizontal y vertical utilizando GIVE y UDRE degradadas, errores troposféricos y el error en el equipo de a bordo.

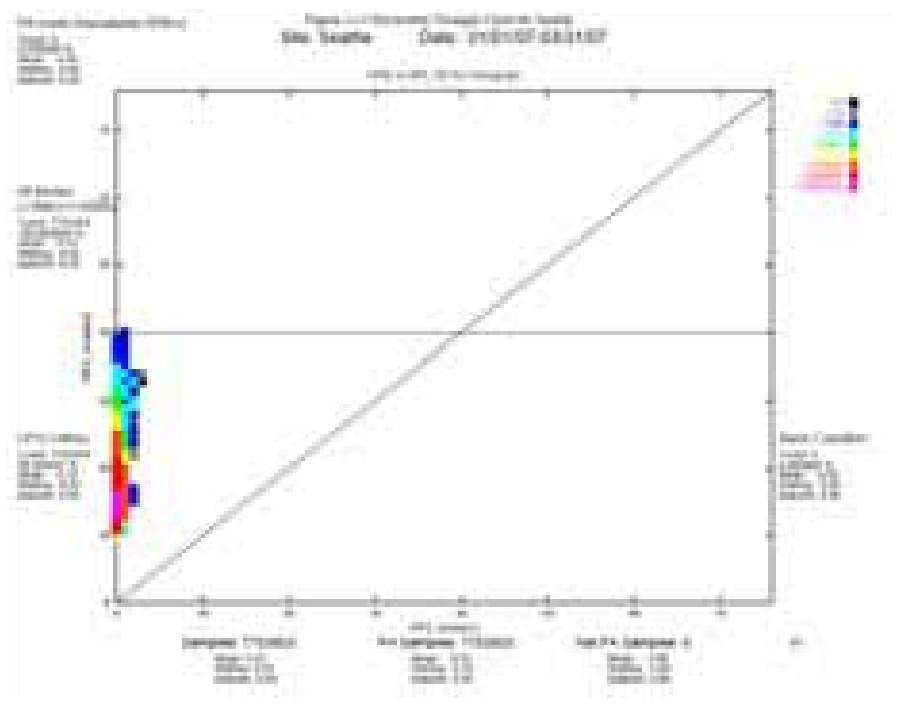


Figura 3.6. Carta que muestra la distribución del error horizontal.

Cuando se realiza el cálculo de una solución ponderada y se tiene disponible el WAAS, los niveles de protección están determinados como una función del error total del sistema HPL = $K_H f(\sigma)$ o VPL = $K_V f(\sigma)$ donde:

$$\sigma_i^2 = \sigma_{i,flt}^2 + \sigma_{i,UIRE}^2 + \sigma_{i,air}^2 + \sigma_{i,tropo}^2 ; \text{ mientras que:}$$

$$\sigma_{i,flt}^2 = (\sigma_{UDRE} + \epsilon_{fc} + \epsilon_{rrc} + \epsilon_{lrc} + \epsilon_{er})^2$$

El análisis de integridad incluye la identificación y evaluación de información mal intencionada (HMI), así como la generación de un índice que ilustra el margen de seguridad provisto por los niveles de protección del sistema WAAS.

Un HMI ocurre si el error de posición excede el nivel de protección en las dimensiones horizontal y vertical en cualquier momento y cuando transcurran 6.2 o más segundos antes de que este evento sea corregido por WAAS. De igual forma, los niveles de protección son comparados con un límite de alerta que al ser excedido envía una señal de alarma al piloto, la cual es la última fase de integridad para la aeronave.

El sistema WAAS está en constante búsqueda de condiciones de falla en los satélites GPS, en los algoritmos, la programación o los circuitos de WAAS. Una vez detectadas, el sistema debe responder generando 4 veces la alarma para que se garantice su recepción por parte del usuario, esto significa detener por completo la operación del sistema WAAS.

El error de los datos de navegación, adquiridos a través de WAAS y las estaciones terrestres NSTB (National Satellite Testbed), se procesa para determinar la precisión de posición en cada localidad. Esto se realiza a través de la solución de la posición por GPS/WAAS que calcula una solución de navegación ponderada por mínimos cuadrados, y por los niveles de protección verticales y horizontales de WAAS (HPL & VPL), cada segundo.

La posición calculada del usuario para cada receptor se compara con la posición localizada por la antena para clasificar el error de posición asociado con la señal en el espacio (SIS) de WAAS, con respecto al tiempo. Los errores de posición se analizan y generan estadísticas para 2 niveles de servicios operacionales: WAAS LPV y WAAS LNAV/VNAV. Para esta evaluación, el nivel de servicio operacional se considera disponible en cualquier momento y ubicación, si las HPL y VPL calculadas del WAAS se hallan dentro de los límites horizontal y vertical (HAL & VAL) de 40 y 50 m [20].

La señal de aumentación transmite un lazo de integridad en los valores de corrección UDRE unido a las correcciones satelitales y en el GIVE sobre las correcciones ionosféricas. Cada fase del vuelo posee un Límite de Alerta Horizontal y Vertical (HAL, VAL). El objetivo de la *integridad* es siempre fijar el error. Si éste excede el Límite de Alerta, el piloto debe ejecutar el procedimiento de una aproximación fallida (ver Fig. 3.7) [11].

Durante la aproximación a la pista, el sistema de a bordo realiza las pruebas de integridad para la señal en el espacio (SIS), basado en los límites de alerta adecuados para la categoría de operación realizada e indica al piloto la existencia de cualquier degradación en el sistema. En caso de una degradación del sistema hace variar la separación entre los dos cilindros concéntricos alertando al piloto de no emplear el sistema por lo que debe ejecutar otro procedimiento de aproximación vía GPS/LAAS CAT III o ILS CAT I con un mínimo de decisión en 200 pies [26].

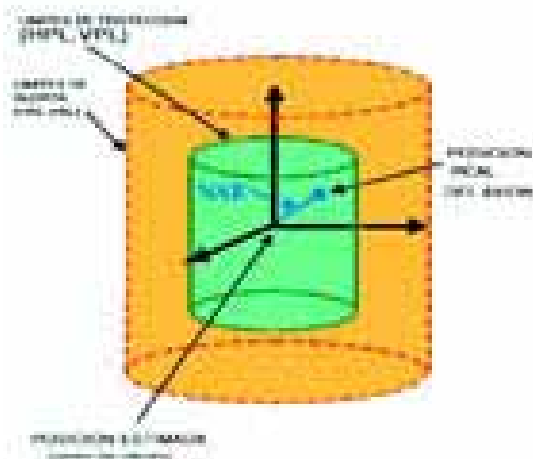


Figura 3.7. Cilindros concéntricos de Alerta

Estas acciones sintonizarán al receptor con la frecuencia de la estación LGF, estableciendo el enlace de comunicación de datos para recibir la información en el segmento de aproximación final y la guía de precisión requerida para completar la operación con LAAS/GPS. Una vez sintonizada la señal GPS / LAAS y seleccionado el tipo de aproximación, se le muestran al piloto, tanto la distancia hacia el umbral, como los indicadores de desviación (ver Figura. 3.8).

Esta indicación es independiente de los mínimos a los que se encuentra limitada la operación. La sensibilidad de las agujas en los instrumentos para las desviaciones lateral y vertical, aumenta debido a una similitud con la convergencia angular del Localizador y de la Trayectoria de Planeo. Al alcanzar la altitud de decisión publicada en los procedimientos, el piloto decide si continúa el aterrizaje o procede como una aproximación fallida [26].

La evaluación del área de cobertura WAAS estima el porcentaje de volumen de servicio donde WAAS provee los servicios LPV, LNAV/VNAV y NPA. El mensaje WAAS y el estado que guarda el satélite GPS/GEO son empleados para determinar la disponibilidad del sistema WAAS.

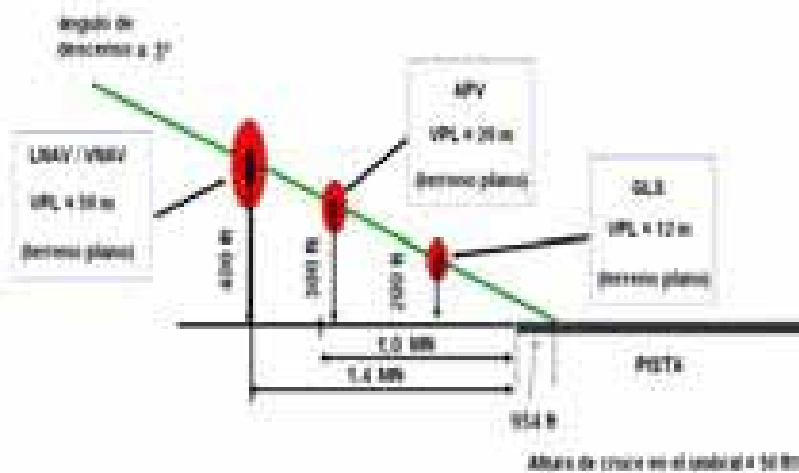


Figura 3.8. Procedimiento aproximación GPS/LAAS CAT III o ILS CAT I

3.4.1 Arquitectura para asegurar la integridad del sistema.

El Sistema WAAS consiste de elementos terrestres, espaciales y de aviónica. El primero consta de WMS, WRS, GUS (GEO Uplink Subsystem) y los TCS (Terrestrial Communications Subsystem). El segundo elemento lo conforman los satélites GEO y GPS, mientras que el último, está integrado por los receptores certificados, utilizados por aerolíneas y otros operadores aeronáuticos. El WMS funciona como un *backbone* para la red de tráfico entre los sitios WAAS.

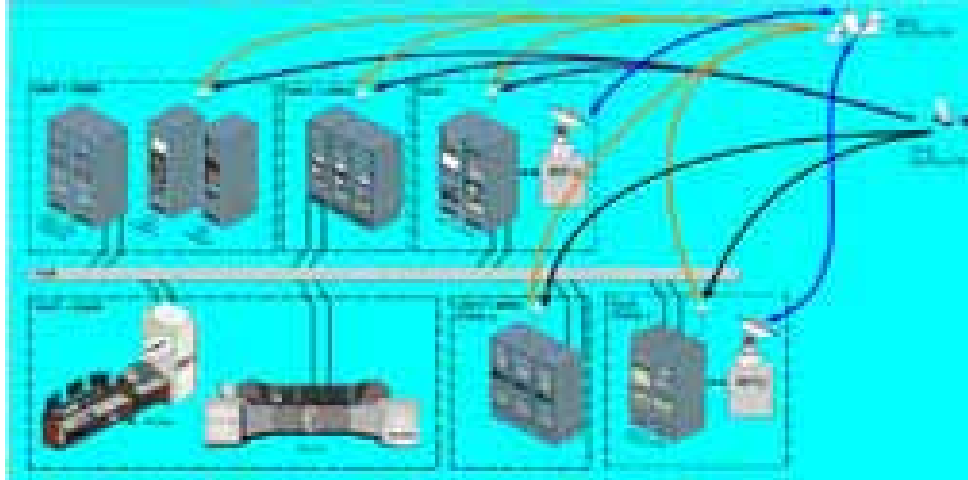


Figura 3.9. Interconexión entre los elementos del sistema WAAS.

Las señales provenientes de los satélites GPS son recibidas y procesadas en las WRS distribuidas estratégicamente para proveer de cobertura para la corrección WAAS. La información es retransmitida desde múltiples WRS a 3 sitios (ZLA, ZDC y ZTL), los cuales procesan los datos para determinar la integridad del mensaje y calcular las correcciones de los errores. También, se ha provisto al sistema de múltiples WMS para eliminar las fallas puntuales dentro de WAAS [7].

La información de las 3 estaciones WMS se transmite a los satélites GEO vía las estaciones terrestres GUS, mientras que los satélites GEO retransmiten esta información a través del SIS (Signal in Space) en 2 servicios: a) datos en los satélites GPS – GEO y b) capacidad de alcance a distancia. Los subsistemas terrestres se comunican entre sí por protocolo TCS, controlados en 2 sitios: NOCC en Heardon, Virginia y POCC en San Diego, California. WAAS verifica su propia integridad y hace lo necesario para asegurar que información mal intencionada o inválida para la navegación no sea enviada a las aeronaves, lo que provee un mayor nivel de seguridad que cuando sólo se utiliza GPS [7].

3.4.1.1 WRS (WAAS Reference Station)

La Estación de Referencia WAAS recibe las señales de GPS (L1 y L2) y las señales de GEO para todos los satélites a la vista. Efectúa las mediciones de señal por muestreo y evalúa la calidad de las mismas. Posteriormente conforma los datos para enviarlos a las estaciones maestras. En cada una de las estaciones de referencia se tienen 3 antenas receptoras de señal GPS y 3 receptores para determinar una solución de posición. Tres procesadores en la estación comparan la posición obtenida con los datos de ubicación real y genera el primer nivel de procesamiento de WAAS. La señal de cada estación de referencia es enviada por dos redes independientes a través de un TCN (Transfer Common Node) a cada una de las estaciones maestras (WMS), en donde se generan valores de corrección para cada satélite en vista [26], véanse figuras. 3.9 y 310.

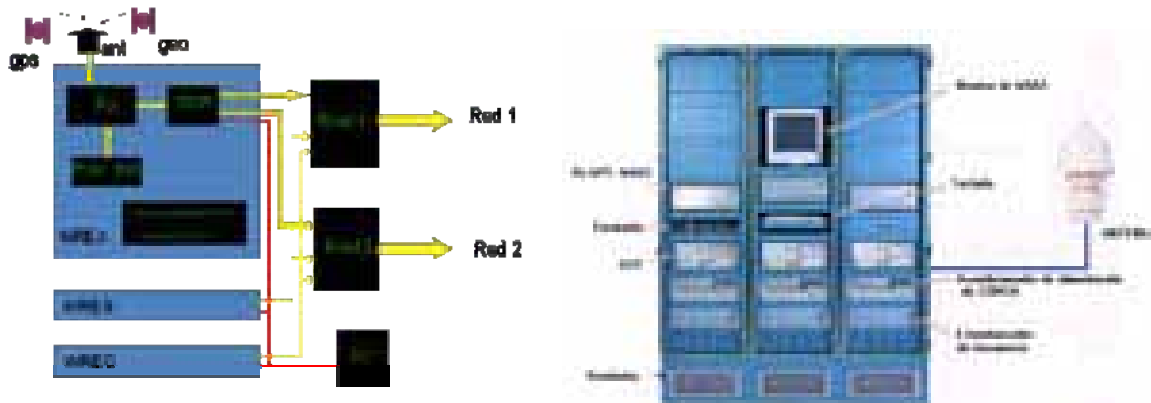


Figura 3.10 a) Diagrama de bloques de la estación WRS prototipo y b) Elementos de estación WRS.

La estación WRS necesita de altura suficiente para incrementar la recepción, evitar la interferencia y el ensombrecimiento de la señal. La antena GPS que recibe las señales L1/L2/L5 deberá contar con una línea de vista por encima de 5° [7].

Antena GPS/GEO

La antena recibe las señales GPS L1/L2 - GEO L1 y las entrega amplificadas y filtradas al receptor. Tiene supresores de transitorios *RF* para descargas de voltaje equivalente a 70 dB y de *DC* que operan como corto circuito para transitorios limitados a 735 Vp y ancho de pulso de 260 ns [7].

Receptor WAAS de Referencia.

El *Receptor GII-WAAS* soporta el procesamiento independiente de ambas señales GPS-L1/L2 y GEO-L1 para proveer la información de precisión requerida por las WRS's; reduce los efectos multi-trayectoria en la información GPS; monitorea la calidad de la señal. También genera las mediciones de pseudo-distancia, portadora de fase y relación de señal a ruido, mismas que son enviadas al DCP (Data Collector Processor) en forma de registros [7].

Enrutadores de comunicación de acceso a nodo.

Existen 2 enrutadores conectados físicamente a 3 DCP's y a los circuitos de comunicaciones del proveedor de servicio, tal que la información de la WRS sea accedida desde cualquier WMS's a través de trayectorias redundantes [7].

Acondicionador de Potencia de 120 [Vac]

Provee conversión de voltaje, potencia crítica en DC = +24 V para receptor WAAS y antena GPS, así como de capacidades de administración remota para los receptores GII-WAAS, receptor WAAS, antena GPS, y de corriente alterna para el DCP y el estandarizador de frecuencia [7].

Estandarizador de Frecuencia Tipos 1 y 2:

El Estandarizador tipo 1 provee de una fuente de frecuencia ultra estable al receptor WAAS para que compare con precisión las señales GEO con el tiempo GPS y determine la órbita del satélite. El tipo 2 se diseñó para aplicaciones de tiempo y frecuencia de alta precisión con salidas RF senoidales espectralmente puras y estabilizadas mediante relojes de átomos de cesio [7].

3.4.2 WMS (WAAS Master Station)

Las Estaciones Maestras reconstruyen un modelo ionosférico y determinan los valores de corrección y del error residual en cada IGP (Ionospheric Grid Point). Hecho lo anterior, calculan las órbitas de los satélites GPS/GEO y las correcciones para cada uno en una máscara PRN. Verifican los datos calculados y la seguridad de los mismos; supervisan la conformación de la señal en el espacio (SIS – Signal in Space); calculan el tiempo de la red WAAS (WNT) y, finalmente, generan los mensajes de WAAS. La señal de las estaciones maestras, conformada en paquetes de 250 bps, se envía por dos redes separadas y dedicadas a cada estación terrena GES (Ground Earth Station) [26].

La estación maestra WAAS sirve como un *backbone* para tráfico de red entre los sitios WAAS a través del equipamiento en los nodos de comunicaciones del gabinete. Solo en tres sitios de EU, ZLA, ZTL y ZDC, el WMS también ejecuta las funciones de procesamiento de corrección, de determinación de la órbita del satélite, de verificación, calibración y generación de mensajes WAAS. En dos sitios (ZLA y ZDC) el WMS también soporta la transmisión de datos WAAS en una sola dirección a usuarios externos [7]. Existen 5 estaciones WMS en el sistema. Dos nodos de comunicaciones proveen de líneas redundantes entre la WMS y las GUS's, O&M's y las WRS's. La información es recibida de los WRS's a través de líneas redundantes de comunicaciones terrestres; procesada y comparada antes de reenviar el mensaje WAAS a las GUS's.

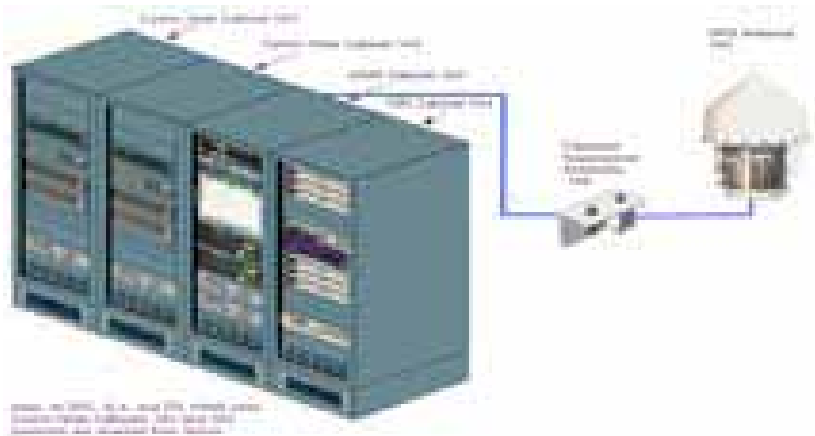


Figura 3.11. Gabinete con nodos de comunicaciones, WMS, WEI, y antena GPS.

Enrutador de núcleo/distribuidor

Éste provee el enrutamiento para mensajes enviados entre subsistemas WAAS al introducir un protocolo de transmisión múltiple que ayuda a reducir el tráfico de mensajes fuente a múltiples destinatarios, comprime datos y administra el ancho de banda en conectividad LAN/WAN [7].

Panel Fragmentado V.35

Éste provee el monitoreo de señal / conectividad, de capacidad de alarma audible en pérdida de señal y los aprovisionamientos para fragmentar cada circuito a la línea de monitoreo [7].

Conmutadores Ethernet

Éstos proveen una interfaz eléctrica para la distribución de datos del anillo 1 entre el enrutador núcleo/distribuidor en el nodo de comunicaciones y los siguientes componentes: *procesador de correcciones*, *Reloj GPS* y *acondicionador de potencia*. El **conmutador Ethernet de seguridad** provee una conexión de red entre los procesadores de corrección y la computadora de seguridad, bajo una tecnología de 10/100 Base T auto negociación, de 16 puertos [7].

Reloj GPS

Éste recibe la señal GPS L1-C/A (1575.42 MHz) y la información de navegación del satélite GPS y provee el tiempo para la operación del equipo y el registro de información, así como también, señales de referencia a la computadora de seguridad de 1 PPS (pulso por segundo) y 10 MHz. Se halla físicamente conectado al *conmutador Ethernet*, a la *computadora de seguridad*, al *acondicionador de potencia* y al *atenuador de RF*. Funciona entonces como un servidor de tiempo de red y se sincroniza vía TCP/IP. Posee además una función de integridad que excluye de sus soluciones de posición/tiempo a los satélites con mala calidad de señales [7].

Computadora de Seguridad

Formada por 2 elementos, uno de ellos denominado procesador maestro de seguridad, y un comparador. Recibe la información de usuario enviada por receptores WAAS en WRS para correcciones de validación, misma que se envía encriptada al GUS (GEO Uplink Subsystem). La salida de los procesadores de seguridad se envía al comparador quien ejecuta una verificación bit a bit y una vez validadas, transfiere una copia al procesador de correcciones quien provee 2 trayectorias independientes para el procesamiento y verificación de datos para su transmisión al GUS [7].

3.4.3 Estaciones Terrenas (GES Ground Earth Station)

Las tres Estaciones Terrenas, GES, situadas una en Santa Paula, CA, la otra en Clarksburg, MD y la última en Brewster, WA, están configuradas para trabajar dos de ellas con cada satélite. Brewster y Santa Paula transmiten al satélite POR, Clarksburg y Santa Paula al satélite AOR-W, en la banda C. Cada estación GES contiene dos GUS (Ground Uplink Subsystem) a través de los cuales se hace la transmisión hacia los satélites. Cada GUS recibe los mensajes de WAAS de las estaciones maestras y realiza las conversiones de frecuencia entre la banda C y L1 del Satélite [26].

3.4.3.1 GUS (GEO Uplink Subsystem)

El GUS contiene el subsistema generador de señal (SGS) y el de enlace de radio frecuencia, además del equipamiento necesario para la transmisión de mensajes WAAS generados hacia los satélites Geoestacionarios. El SGS consiste de 2 bahías que contienen un procesador y un receptor GUS, una antena GPS, una Computadora de Seguridad (la cual consiste de dos procesadores de mensaje y un comparador), un estandarizador de frecuencia, 2 acondicionadores de potencia de 120 VAC, un amplificador de distribución de frecuencia, un mejorador de ruido de fase, 2 combinadores de RF y un generador de señal WAAS. Además, cuenta con dos enrutadores redundantes que proveen de un enlace de comunicaciones entre la SGS y las WMS vía una red de comunicaciones terrestres [7].

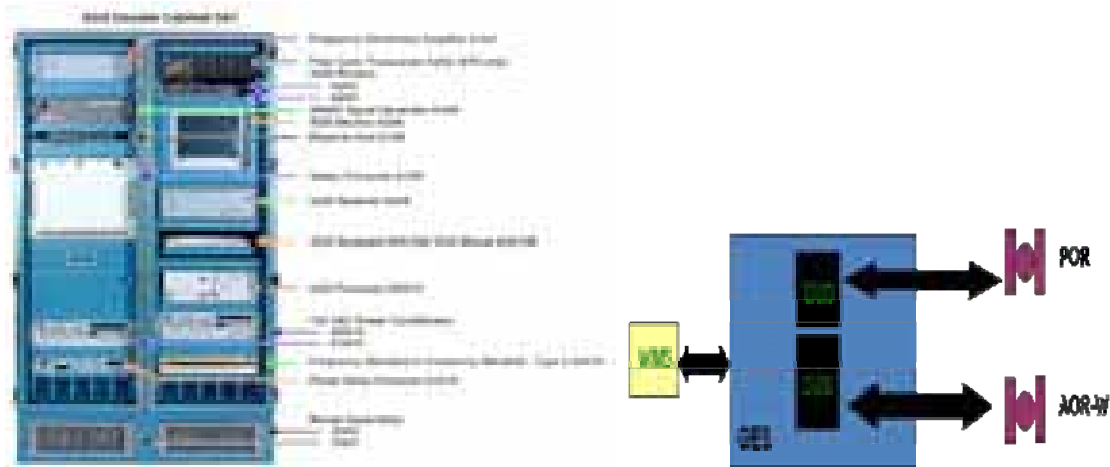


Figura 3.12. a). Gabinete GUS y b). Diagrama de interacción de las GUS con los satélites POR y AOR-W.

Amplificador de Distribución de Frecuencia.

Distribuye la señal de tiempo de 1 PPS del receptor GUS y la frecuencia de referencia de 10 MHz del mejorador de ruido de fase hacia el generador de señal WAAS; recibe el activo bajo, de 0.55 a 2.4 Vcd, de 200 μ s de una señal de tiempo de 1 PPS y distribuye un mínimo de 2 Vpp de una señal de 1 PPS al generador de señal WAAS y a la computadora de seguridad [7].

Generador de Señal WAAS

El generador de señal WAAS recibe las señales de 10 [MHz] y de 1 PPS del amplificador de distribución de frecuencia y genera una señal RF modulada que es transformada, amplificada y transmitida al satélite GEO. Primero genera una señal RF no modulada a 70 [MHz] con un nivel de potencia de -20 [dB]. Luego, dicha señal es modulada en BPSK a una tasa de 1.023 [MHz] y enviada al subsistema RFU para la transmisión al satélite GEO [7].

Computadora de Seguridad

La computadora controla y monitorea al generador de señal, al estandarizador de frecuencia, así como la calidad de la señal y del mensaje recibido a través del enlace de bajada. Recibe el mensaje WAAS codificado en CRC (Cyclic Redundant Checking o chequeo cíclico redundante) que facilita la detección de datos corruptos, el cual es reprocesado. Las salidas resultantes de cada procesador de mensaje son codificadas por corrección de error directa y la entrada en el comparador, mediante una revisión bit a bit. Una vez validados los 2 mensajes por el comparador, uno es enviado al generador de señal WAAS para su modulación y transferencia al subsistema RFU. Si es detectada una condición de *no comparación*, la salida se descarta [7].

Receptor GUS

El receptor GUS recibe las señales RF para la verificación de la precisión de los satélites GPS y GEO y de los mensajes WAAS enviados a las aeronaves. Se halla conectado físicamente con el subsistema RFU (vía combinadores de RF), con el generador de señal WAAS (vía adaptador de 8 puertos asíncrono), con la antena GPS, el amplificador de distribución de frecuencia y el acondicionador de potencia de 120 Vac.

Las señales RF recibidas y procesadas por el receptor GUS son las de GPS L1-C/A - L2-P sin conocimiento del código Y, datos de navegación GPS, GEO L1-C/A, L2-C/A y los datos del mensaje de navegación GEO-WAAS. También recibe y procesa las siguientes señales retroalimentadas: GUS L1-C/A (muestra de señal de enlace GEO desde el subsistema RFU) y la GUS L2-C/A (duplicado convertido de la señal enviada desde el generador de señal WAAS al subsistema RFU) [7].

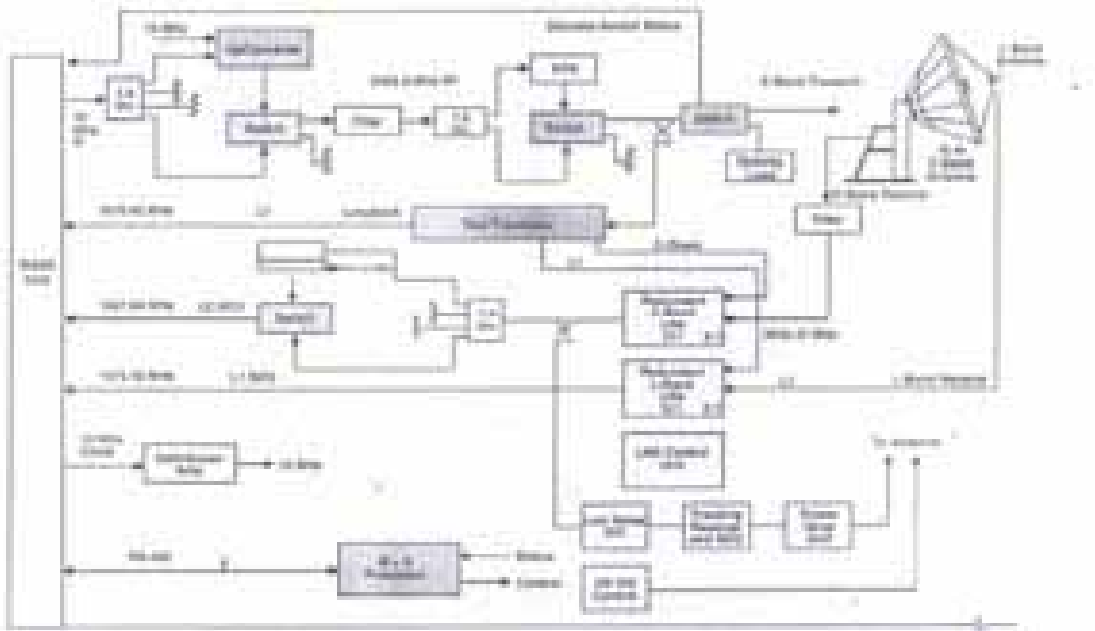


Figura 3.13. Diagrama de la circuitería del GUS para enlace de radio frecuencia.

Procesador GUS.

El procesador GUS provee control y monitoreo al equipo de enlace de subida y de bajada utilizado para los satélites GEO. Provee el estado, desempeño e información de fallas para su despliegue al operador de control. Adicionalmente, inicializa el receptor WAAS, procesa sus registros y los reenvía hacia la computadora de seguridad del GUS.

Mejorador de Ruido de Fase

Genera un estándar de frecuencia que amarra en fase a un oscilador de cristal de cuarzo de precisión con una señal de referencia de 5 [MHz]. Un conmutador provee la selección de un ciclo de 1 a 100 [s]. Las salidas senoidales a frecuencias de 1, 5 y 10 [MHz] están disponibles para el estandarizador de frecuencia; el amplificador de distribución de frecuencia, la computadora de seguridad, el acondicionador de potencia y para el subsistema RFU [7].

3.4.4 Red Terrestre de Comunicaciones (TCN)

La red terrestre de comunicaciones WAAS se divide en Anillo 1 y Anillo 2. Los sitios de los enrutadores centrales de la TCN están localizados en Chicago, Atlanta, Los Ángeles y Washington, D.C. Las estaciones WMS están ubicadas en Washington D.C. y en Los Ángeles, mientras que una estación maestra adicional se ubica en Atlanta. Las O&M están ubicadas en San Diego (POCC) y en Herndon, Virginia (NOCC).

La información viaja desde los 2 enrutadores en cada WRS a cada WMS y desde éstas a cada GES a través de redes separadas [12]. Todas las instalaciones de WAAS están limitadas en 2 nodos o trayectorias donde se denota el punto de conexión del usuario y el punto de presencia del nodo, dentro y fuera del intervalo de 30 millas. Las líneas primarias de las redes 1 y 2 utilizan diferentes ramas en cada nodo WAAS. Todos los circuitos primarios (backbones y líneas de acceso) de la red 1 divergen de todas las líneas primarias de los circuitos de la red 2 [12].

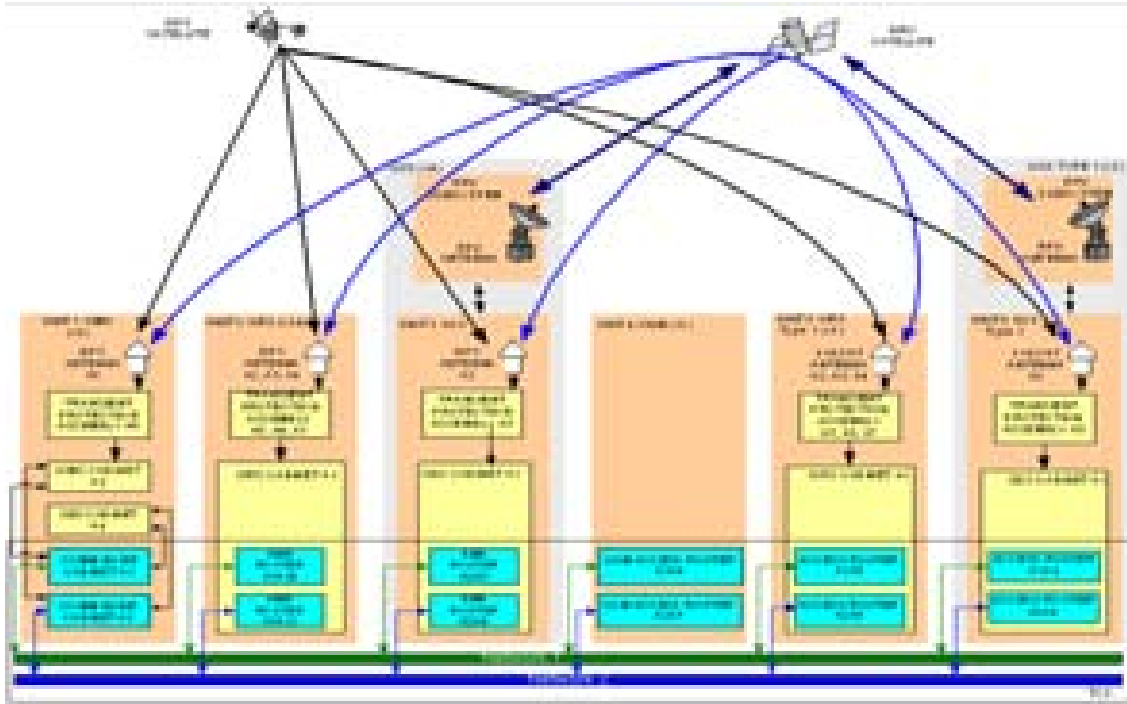


Figura 3.14. Interacción entre los satélites GPS y GEO y las estaciones WRS, WMS, GUS, O&M y las 2 redes TCN.

3.4.5 Satélites Geoestacionarios WAAS

El servicio GEO WAAS se proporciona por medio de los satélites POR y AOR-W de INMARSAT-3 (Pacific Ocean Region y Atlantic Ocean Region-West, respectivamente), donde la señal WAAS es recibida en Banda C, a una frecuencia de 6455.42 MHz y transformada a 3630.42 MHz en Banda C, como portadora de regreso al sistema WAAS. Genera la frecuencia L1 de 1575.42 MHz en la que se retransmite la información de WAAS a los usuarios. La potencia nominal de radiación es de 78 dBW, actualmente de 83 dBW, con una pérdida de patrón de - 201 dB; la potencia de recepción considerada con una antena isotrópica es de -124 dBW [26].

3.4.6 Amenazas a la integridad

Los modelos de amenaza a la integridad son eventos anticipados para que el sistema proteja al usuario y determine los límites de confiabilidad. También deben describir la naturaleza específica, su magnitud y probabilidad. Cada amenaza individual debe ser mitigada dentro de su ubicación, para considerar al sistema lo suficientemente seguro. El sistema WAAS está desarrollado, primeramente, para dirigir las amenazas presentes hacia GPS.

Sin embargo, corre el riesgo de introducir amenazas en ausencia de fallas de GPS. Por necesidad, se tiene un complejo sistema de programación y circuitería, lo que implica la inclusión de errores auto – inducidos, algunos de los cuales son inherentes a cualquier diseño, mientras que otros son específicos de la implementación.

La siguiente es una lista de amenazas de alto nivel [32]: Errores en el satélite, ionosféricos, troposféricos, en el receptor, en la estación maestra y de usuario.

Errores de estimación de efemérides / Reloj del satélite.

Los satélites sufren errores nominales generados por cambios en el estado de la órbita satelital, en el reloj, o simplemente debido a la transmisión de información errónea. Dichas fallas pueden crear discontinuidades o errores de orden superior en el reloj, en las efemérides del GPS o en ambas. [32].

Estimación de errores ionosféricos

Los periodos de perturbación ocurren cuando los límites de confiabilidad caen significativamente cercanos al error verdadero de circunscripción. Los gradientes mayores a 3 m de retraso vertical sobre una base de 10 km, se han observado aún en latitudes medias, y en el peor de los casos representan una amenaza para el SBAS y el GBAS [32].

Errores Troposféricos

Estos son típicamente pequeños comparados con los errores ionosféricos o con las fallas de satélite. Los errores pueden afectar al usuario directamente en la troposfera local, como indirectamente a través de las estaciones de referencia, que pueden propagarse hacia las estimaciones de efemérides y reloj del satélite [32].

Multi-trayectoria y Ruido Térmico.

La multi-trayectoria es la fuente de error de mayor significancia, ya que limita la habilidad para estimar los errores ionosféricos y del satélite. Depende del ambiente circundante a la antena y de las trayectorias del satélite, aunado a que contiene una componente periódica repetitiva en un día sideral. De esta forma, todas las mediciones que conforman las correcciones UDREs y GIVEs se ven afectadas por la multi-trayectoria. Causada por las condiciones meteorológicas u objetos o estructuras colocadas en la cercanía [32].

Polarización de la Antena

Las polarizaciones dependientes del ángulo de vista en ambos códigos de fase L1 y L2 están presentes en las antenas GPS. En el caso de una sola antena, estas no se tornan más pequeñas en ángulos de elevación mayor, por lo que la orientación particular de cada antena y polarización es aleatoria y estática. Por consiguiente, pueden existir algunos puntos de servicio donde las polarizaciones tienden a unirse consistente y coherentemente [32].

Errores de Ubicación

Los errores en las coordenadas de posicionamiento del centro de código de fase de la antena pueden afectar a los usuarios de la misma forma que las polarizaciones de la antena.

3.5 SEGURIDAD

El sistema WAAS no tiene precedente en los sistemas de navegación implementados por la FAA, puesto que históricamente ha desarrollado sistemas distribuidos y simples que solo tienen efecto en una porción del espacio aéreo y se mantienen independientemente el uno del otro. En contraste, WAAS es un sistema complejo y centralizado que provee el direccionamiento vertical a las pistas sin necesidad de radio ayudas basadas en tierra, además de habilitar procedimientos tales como aproximaciones y despegues no lineales.

Sin embargo, los requerimientos del sistema aplican a cada aproximación individual, por lo que, en particular, el requerimiento de integridad que circunscriba la ocurrencia de un error verdadero en un intervalo de uno entre 10 millones de aproximaciones, debe aplicarse a todos los usuarios bajo todas las condiciones operacionales previstas.

Para asegurar dicho requerimiento, en 1999 la FAA creó el Panel de Desempeño de Integridad del WAAS, (WAAS Integrity Performance Panel (WIPP)). El papel de este panel, junto con empresas del ramo aeronáutico, tales como Raytheon, ZETA y MITRE, y de la Universidad de Stanford, es el reforzamiento del desempeño y seguridad del sistema WAAS, así como la recomendación de cualquier mejora al sistema.

Las estaciones de referencia WAAS reportan las observaciones GPS a las WMS que procesan la información recibida en dos computadoras independientes (redundant system) y comparan las correcciones de deriva, lo cual asegura que solo información correcta, consistente y confiable estará siendo transmitida a los usuarios. Si se detectan inconsistencias o respuestas derivadas no racionales, los datos son etiquetados como *inválidos o no útiles para la navegación*.

De igual forma que en el sistema GPS, el tiempo es un factor clave, WAAS remueve los errores de reloj a través de un proceso de “correcciones rápidas”. La otra fuente de error derivada del desconocimiento de la posición exacta para cada satélite se corrige mediante el empleo de un proceso menos ejecutado por WAAS conocido como “*correcciones de largo plazo*”.

Finalmente las distorsiones presentes en la señal dentro de la atmósfera, especialmente en la ionosfera, son determinadas y corregidas apropiadamente. Dichas correcciones son vitales para que el aseguramiento de la precisión en la medición sea menor a 7.6 metros para servicios de navegación de aproximación de CAT I.

3.5.1 Tolerancia a fallas en el sistema

El WAAS monitorea el sistema GPS y provee ambas correcciones diferenciales para mejorar la precisión y la integridad. Para ello, utiliza una red de receptores de vigilancia localizados a lo largo de Norteamérica. La información adquirida de estas WRS's monitorea el GPS y su ambiente de propagación en tiempo real. Sin embargo, dicho monitoreo tiene sus limitaciones dado que estas variables no son inmunes al ruido y a las polarizaciones que originan ciertos modos de falla difíciles de detectar.

Los modelos de amenaza internos, externos y ambientales del sistema describen los eventos o condiciones que pueden ser dañinas para el usuario. En este caso, el daño se refiere a Información mal intencionada o incorrecta (HMI), la cual se define como el error verdadero mayor que el nivel de protección (PL) garantizado.

A través de las correcciones diferenciales aplicadas a las pseudo distancias recibidas desde GPS, WAAS suministra al usuario sus límites de confiabilidad o tolerancia que, junto con la geometría de los satélites cercanos al usuario, permite calcular el nivel de protección. Para poder usar la posición de navegación calculada, el PL debe ser lo suficientemente pequeño para soportar la operación [32].

El usuario solo tiene acceso al PL, no al error verdadero, luego entonces, el HMI surge cuando se le indica al usuario que el error en la posición es lo suficientemente pequeño para soportar la operación, pero en realidad no lo es. Por ello, los modelos de amenaza deben describir todas las condiciones que generen en el error verdadero un excedente en los niveles de confianza predichos. Ciertas afirmaciones utilizadas en el análisis HMI de WAAS son más conservadoras que las anteriores y afirman que *la probabilidad de inicializar un servicio fallido es menor a 1.4×10^{-5} por satélite en una hora determinada*.

Una falla mayor en el servicio se define como el rango de error de la señal en el espacio que excede 4.42 veces el URA o 30 m, cualquiera de los dos. La mayor duración de falla en el servicio de GPS es de 6 hrs ó menos. *La probabilidad de iniciar un error de pseudo distancia mayor a 3.6 m es menor que 10^{-4} en un satélite por hora*. El error de pseudo distancia se define como cualquier falla que origina un repentino cambio en la señal en el espacio (en el código o en la fase de la portadora) para un receptor L1 civil.

Así mismo, la probabilidad de iniciar una falla que ocasione un error de aceleración de pseudo distancia que exceda los 0.031 m/s^2 a la salida de la antena del satélite es menor que 10^{-4} por satélite, en una hora dada y la de inicio de error de efeméride no característico del requerimiento de precisión, también es menor a 10^{-4} . La duración de un error, después de la deformación de una señal y hasta que la condición sea corregida o el satélite sea aislado, será de 3 semanas o menos. La probabilidad de una falla por divergencia de código es menor a 10^{-4} por satélite en una hora dada [32].

Una falla por divergencia en el código de la portadora se define como cualquier divergencia en la salida de la antena del satélite sostenida por un período de tiempo entre los 100 s y las 2 hrs donde el resultado de dicha divergencia excede los 6.1 s. La tasa de pérdida impredecible de señal de un satélite GPS es menor a 0.9 por satélite en un año.

Similarmente, dadas las características no estacionarias derivadas de los efectos en los satélites orbitando, no es apropiado que las operaciones continúen durante un intervalo de tiempo en el que el requisito de integridad no sea cumplido solo porque éste sea excedido por el resto del día. Dicho de otra forma, esto significa que la probabilidad de HMI debe estar por debajo de los 1×10^{-7} para una aproximación en el peor tiempo y ubicación del volumen de servicio para el cual se requiera se encuentre disponible.

Por otro lado, los errores estocásticos tales como el ruido térmico, diferirán de acuerdo al usuario. Por encima de todo, estos componentes se combinan para formar un intervalo de posibles errores cuyas magnitudes tienen probabilidades variables. Si se considera un gran número de usuarios hipotéticos (con aproximación infinita), algunos tendrán errores que excederán el nivel de protección mientras que otros no. La fracción de usuarios que exceden el nivel de protección puede ser utilizada para determinar la probabilidad de una falla en la integridad bajo tales condiciones [32].

3.6 CERTIFICACIÓN DEL SISTEMA WAAS.

La clave del sistema WAAS es la integridad, la cual fue evaluada en el año 2000. Raytheon instaló en 1999, 25 estaciones terrestres de referencia para la recolección y reenvío de datos al sistema GPS, actualmente suman ya 38 de ellas a lo largo de Canadá, E.U.A y

México; así como 2 estaciones maestras (3 en la actualidad) para el cálculo de correcciones y enlace de información a 2 (actualmente 4) satélites geoestacionarios Inmarsat que pudieran reenviar la información de aumentación a las aeronaves.

Desde entonces, y durante 72 horas de pruebas críticas efectuadas a la señal en el espacio, la FAA comprobó que WAAS podía determinar las posiciones dentro del rango de 3 a 5 m; 20 ó 30 m mejor que la señal de GPS. Así que, después de 4 meses, el sistema satisfizo una prueba de estabilidad continua por 8 días, durante la cual la FAA pudo, incluso, ejecutar aproximaciones de prueba no programadas.

Aparte del incremento en la capacidad de reducción de separación entre aeronaves, de la habilitación de trayectorias de vuelo más directas, y de la reducción de la dependencia con las radio ayudas basadas en tierra, el sistema WAAS aseguró la capacidad de proveer aproximaciones de precisión de CAT I a lo largo del 50% de la región central de los E.U.A. desde que la primera fase se puso en operación.

Las Fases II y III del proyecto WAAS han sido replanteadas para su implementación en varios años, lo cual resultará en modificaciones a la programación y nuevos equipos. Actualmente, el sistema WAAS se halla bajo proceso de certificación de la Fase II, debido a que la circuitería del sistema fue adquirida hace ya más de una década, lo cual dificulta su mantenimiento.

Conforme se han ido agregando las nuevas estaciones de referencia en Canadá y México, el sistema ha estado operando ya en toda la región de Norteamérica, no obstante las últimas pruebas en México hayan sido efectuadas apenas en 2006. [22]. Se tiene prevista la implementación de más estaciones terrenas de referencia en Islandia y en el Caribe, para conformar el WAAS Norteamericano [21]. En la Fase II del proyecto se agregó un 3er satélite GEO-INMARSAT para brindar mayor cobertura y confiabilidad al sistema [22].

SISTEMA DE NAVEGACIÓN SATELITAL IMPLEMENTADO EN MÉXICO.

4.1 WAAS (WIDE AREA AUGMENTATION SYSTEM)

La [figura 4.1](#) muestra de manera esquemática la utilización del sistema WAAS en fase I, donde se observan sus componentes principales.

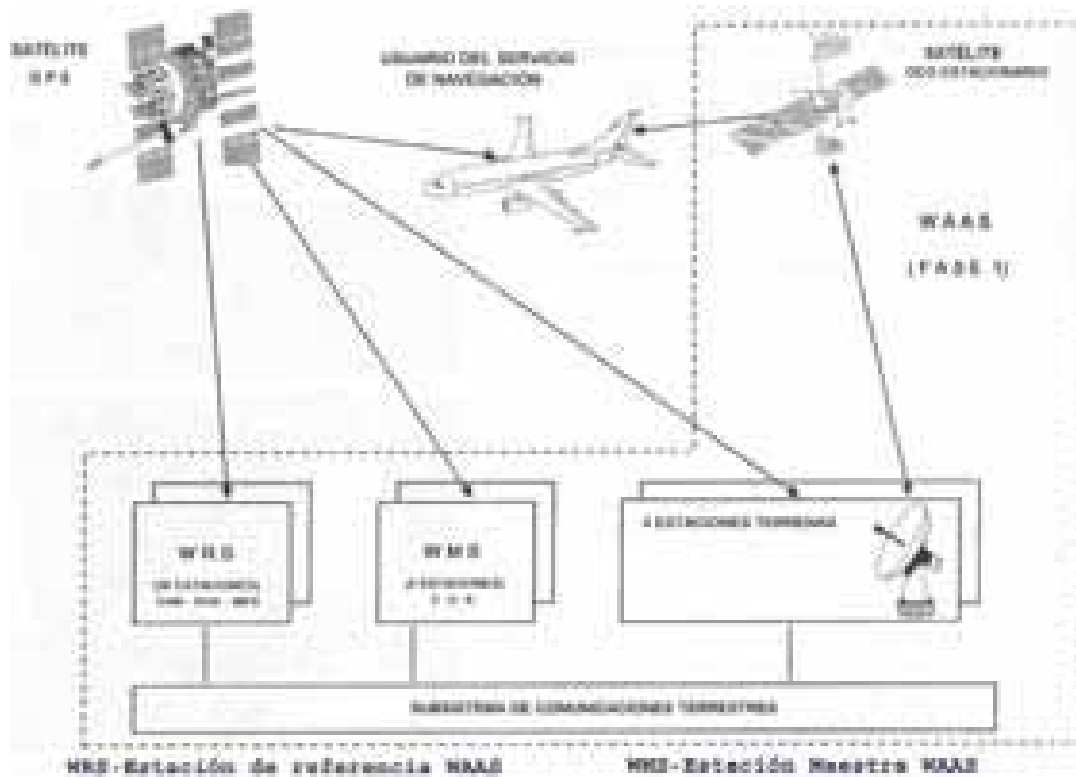


Figura 4.1. Diagrama de Bloques del Sistema GPS - WAAS

4.1.1 Sistema de aumentación de área local (LAAS)

Diseñado para complementar al sistema WAAS en los lugares donde se dificulta su aplicación, para mejorar los sistemas de aterrizaje ya instalados y para cumplir con las especificaciones de aterrizaje de CAT II/III, la FAA comenzó el proyecto en E.U., desde abril del año 2000, en modo de operación independiente, pero compatible. Sin embargo, se espera que dicho sistema sea instalado a mediano plazo, alrededor del 2012, en algunos aeropuertos mexicanos al igual que como se hizo con el sistema WAAS en su fase de prueba.

Por otro lado, la posición, velocidad y tiempo (PVT Position Velocity & Time) obtenidas en el receptor de GPS/LAAS al ser integradas en el sistema básico de navegación de área (RNAV – Area Navigation), habilitan a la aeronave a realizar operaciones de despegue, crucero y aterrizajes con precisión y bajo una notable eficiencia en el uso del espacio aéreo en el área terminal. También pueden obtener un respaldo en el sistema LAAS los servicios de vigilancia y movimiento en la superficie del aeropuerto. El sistema LAAS le proporciona al GPS mediante SPS (Standard Positioning Service), la aumentación a través del DGPS bajo tres elementos:

- **LGF** (*LAAS Ground Facility*)
- **Segmento Espacial** (*GPS*)
- **Receptor de Aeronave**

El LGF proporciona correcciones diferenciales, parámetros de integración y transmisión de datos desde una pendiente de puntos de aproximación de precisión a través del VHF Data Broadcast (VDB) a los subsistemas de la aeronave para ser procesados. El segmento espacial proporciona al LGF y a la aeronave los parámetros orbitales y las señales de rango de los satélites GPS y WAAS. El equipo de a bordo en la aeronave, aplica las correcciones de la LGF a las señales de rango desde el GPS y WAAS, para obtener un resultado de posición más preciso. La posición corregida diferencialmente es utilizada, junto con los datos obtenidos de la pendiente de puntos, para generar las señales de desvío que apoyen a los sistemas en la aeronave a efectuar una aproximación de precisión [26].

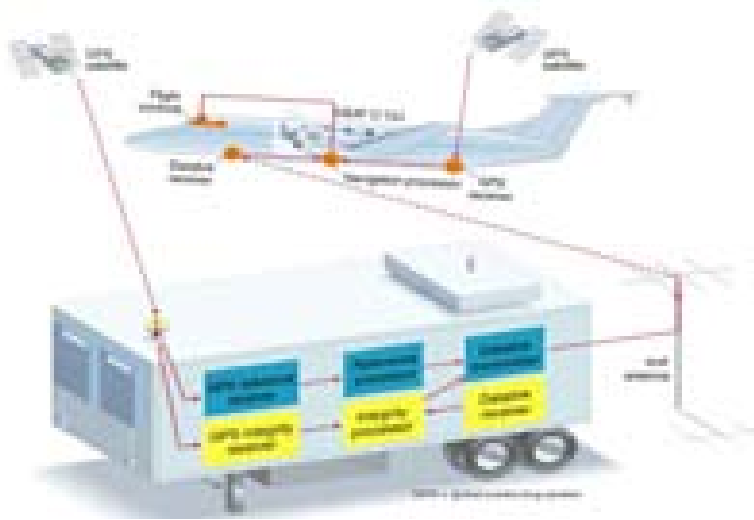


Figura 4.2. Diagrama de operación del sistema GPS/LAAS.

4.1.1.1 Cobertura del sistema LAAS.

La señal LAAS VDB tiene los siguientes límites geométricos de volumen dentro de una aproximación aprobada para su aplicación. Excluyendo los efectos de obstáculos y de terreno, el volumen de cobertura de LGF es de 360° alrededor de la antena VDB. A 3 millas náuticas de la antena, la cobertura inicia a los 100 pies sobre el terreno a 0.9° sobre la horizontal y se extiende hasta las 23 MN a 2000 pies. La parte superior del volumen de cobertura deberá encontrarse a no menos de 10, 000 pies sobre el terreno con un cono de silencio de la antena menor a 5° , dentro del cono mayor, como se observa en la [figura 4.3](#). La señal de guía con LAAS tiene un patrón de 35° laterales al eje de pista desde 28 MN del umbral, disminuyendo linealmente desde un ancho de 2 MN hasta un ancho de 700 pies en el umbral. En el plano vertical, el ancho es de 20 pies en el umbral hasta una variación dinámica de 500 pies.

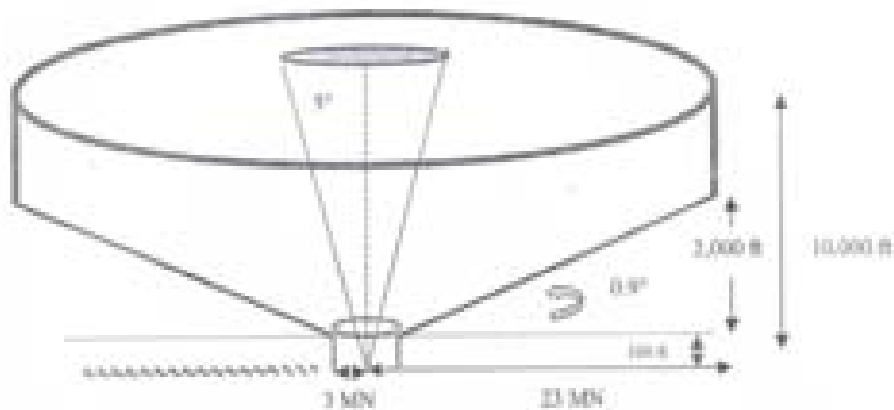


Figura 4.3. Diagrama de cobertura del sistema LAAS.

El servicio de aterrizaje proporcionado con LAAS deberá soportar los mínimos establecidos con apoyo de ILS o MLS, los cuales indican para un CAT I una altura de decisión de 200 pies y visibilidad de 0.5 MN (800 m) o 550 metros empleando RVR (Runway Visual Range). En el caso de una degradación del sistema, las indicaciones lateral y vertical en la aeronave deben protegerse con una bandera y permitir que la aeronave seleccione otro sistema de aproximación. En CAT II/III el sistema se desactiva inmediatamente al existir la mínima discontinuidad [26].

4.1.1.2 Interfaz del sistema LAAS con los instrumentos de vuelo.

El equipo LAAS de a bordo proporciona la guía de desviación lateral de curso y desviación vertical del ángulo de descenso dentro de un sector de 35° a cada lado del eje de la pista en el sector final de aproximación.

4.1.1.2.1 Área de desviación lateral.

La desviación a máxima escala se basa en dos características independientes, angulares o lineales. Cuando la aeronave se encuentra fuera de los 35° del área de guía lateral se indica la desviación a escala máxima. La desviación lateral es lineal y tiene un ancho de ± 1 MN a 28 MN del umbral. A partir de este punto la desviación lateral disminuye angularmente, de 1.5 a 2 grados, hasta un punto a 350 pies, perpendicular al umbral.

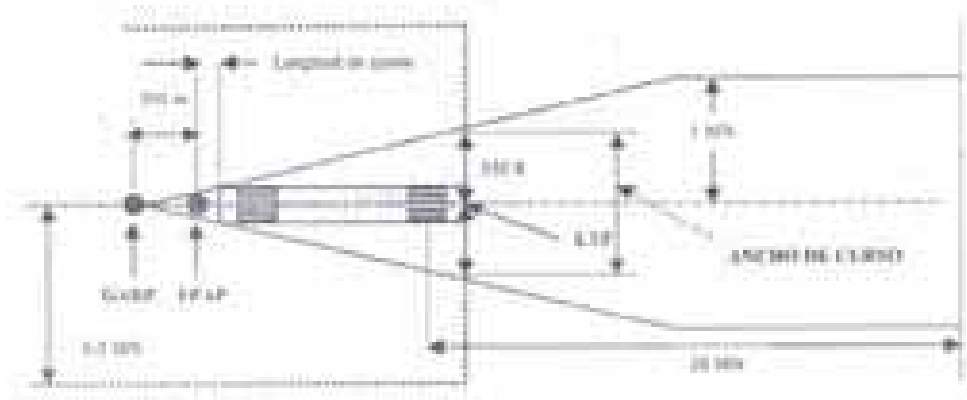


Figura 4.4. Diagrama de desviación lateral del sistema LAAS.

La desviación lateral a la altura del umbral puede continuar lineal o angularmente hasta el final de la pista. Para una aproximación fallida, la desviación lateral es lineal desde el LTP (Lateral Touch Point) (± 0.3 MN a partir del eje de la pista) hasta un punto de transición (guía de viraje, opción alterna) ó hasta los límites del volumen de servicio estándar [26].

4.1.1.2.2 Área de desviación vertical

La indicación para el patrón de desviación vertical tiene un rango dinámico menor o igual a:

- ± 10 pies en el umbral de la pista, aumentado con la distancia hasta un ángulo de \pm el ángulo de descenso para el segmento de aproximación final, dividido entre 4.
- ± 500 pies de rango dinámico de desviación.

La resolución de indicación de los datos disponibles para la desviación vertical es al menos $1/256$ del valor a escala máxima de desviación. La indicación de desviación vertical, así como el rango dinámico se actualizan a un mínimo de 5 eventos por segundo. La distancia al umbral de la pista se indica como la distancia total desde la posición medida por la aeronave hasta el umbral, con un rango de 60 MN y una resolución de 0.1 MN. Un receptor de GPS/LAAS proporciona una extensión del curso de aproximación final, lo que permite a la aeronave estar configurada y estabilizada antes de interceptar el ángulo de descenso.

El sistema GPS/LAAS está diseñado para proporcionar aproximaciones de precisión, incluyendo CAT III. Con aproximación GPS/LAAS se tiene guía de desviación hasta el final de la pista. La guía de desviación se tiene desde un extremo de la pista, hasta un mínimo de 20 MN del umbral y a 1 MN a cada lado del rumbo de trayectoria final. Para operaciones de aproximación inicial, de llegada y fallidas, se requiere una guía complementaria como RNAV, vectores de radar o radio ayudas convencionales [26].

En una operación con guía de vuelo, éste se selecciona inicialmente con RNAV hasta interceptar el patrón de aproximación, cambiando a GPS/LAAS como guía en el descenso. A través del patrón de descenso, el sistema en la aeronave verifica la geometría satelital para asegurar que el sistema es adecuado para la guía del vuelo. Si no se cuenta con la capacidad completa de LAAS antes de la interceptación del ángulo de descenso, el sistema de guía de la nave puede cambiar a otro sistema de navegación (GPS, GPS/WAAS, ILS).

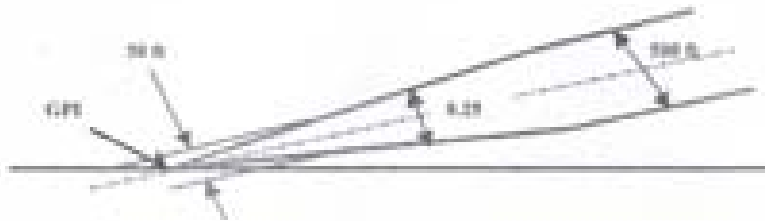


Figura 4.5. Diagrama de desviación vertical del sistema LAAS.

Si durante la aproximación ocurre una degradación del sistema se produce una alerta avisando al piloto la falta de integridad del sistema. El piloto de la aeronave seleccionará una aproximación con LAAS/GPS a la pista que desee aterrizar sintonizando la frecuencia VDB (VHF Data Broadcast), el aeropuerto, pista y aproximación requerida, o con la identificación única de cinco caracteres.

Estas acciones sintonizarán al receptor con la frecuencia de la estación LGF, estableciendo el enlace de comunicación de datos para recibir la información en el segmento de aproximación final y la guía de precisión requerida para completar la operación con LAAS/GPS. Después de que se ha sintonizado la señal GPS/LAAS y se ha seleccionado el tipo de aproximación, se muestran al piloto la distancia, el umbral y los indicadores de desviación.

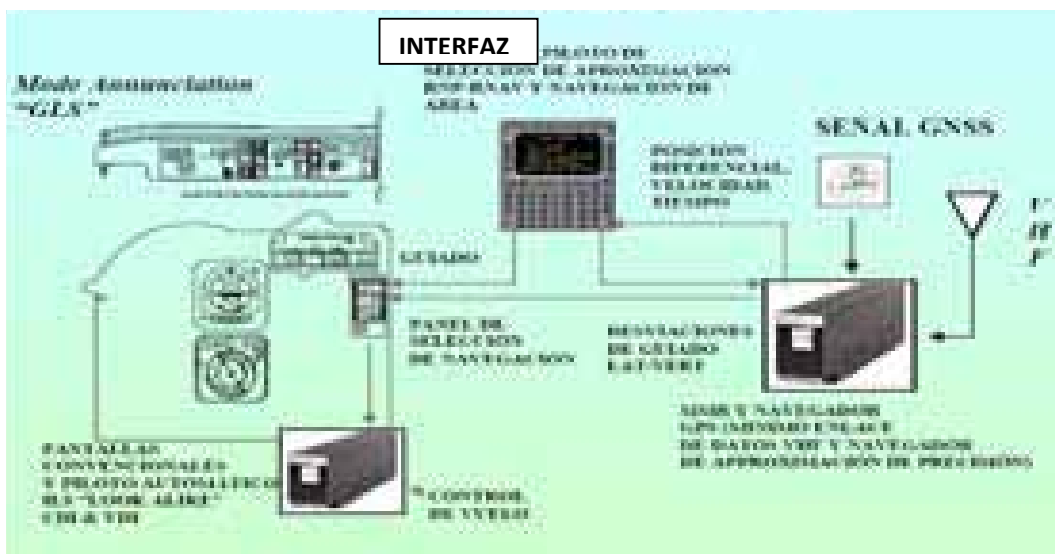


Figura 4.6. Instrumentos para selección del modo de navegación y desviaciones lateral y vertical.

La indicación de desviación es independiente de los mínimos a los que se limita la operación. La sensibilidad de las agujas en el instrumento para las desviaciones lateral y vertical aumenta debido a una similitud con la convergencia angular de localizador y trayectoria de planeo. Al alcanzar la altura y altitud de decisión (DH y DA) publicadas en los procedimientos, el piloto decide si puede continuar con el aterrizaje o iniciar una aproximación fallida [26].

El servicio proporcionado por LAAS y WAAS, debe soportar los mismos mínimos para operaciones y procedimientos que con los sistemas de aterrizaje como ILS y MLS. El receptor LAAS de la aeronave permite navegación en ruta y de área terminal, incluyendo procedimientos de salida y llegada, operaciones en superficie con mínima visibilidad y procedimientos de aproximación avanzados que incluyen patrones de aproximación curvos y segmentados, así como decisiones compartidas entre la aeronave y el CTA (Controlador de Tránsito Aéreo) para aproximaciones en tres y cuatro dimensiones (3D/4D).

La salida PVT (Position-Velocity-Time) del sistema LAAS es una fuente de información para los sistemas futuros de vigilancia como el ADS (Automated Dependent Surveillance). Las capacidades del LAAS en la aproximación, combinadas con datos precisos de GS (Glide Slope) y control de IAS (Indicator of Air Speed), permitirán el concepto de navegación en 4D al asignar a la aeronave un tiempo controlado para puntos de reporte y aterrizaje específicos. Este concepto tiene el potencial significativo de incrementar la capacidad operativa del aeropuerto y la seguridad del sistema.

Los avances tecnológicos en navegación y administración del tránsito aéreo incluyen los conceptos ADS-B (Automatic Dependent Surveillance Broadcast), CDTI (Cockpit Display of Traffic Information), enlace de comunicaciones de datos aire/tierra, y Sistemas de Administración de Vuelo (FMS) con el GPS integrado basado en la navegación de área en 3D/4D [26].

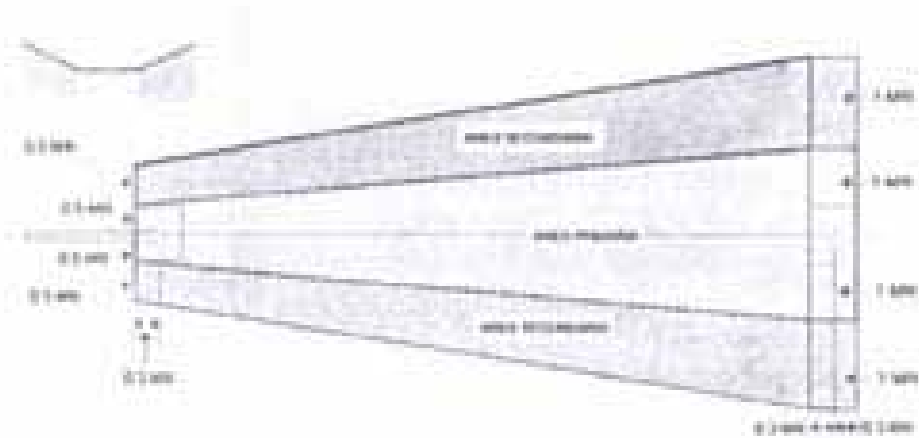


Figura 4.7. Áreas de protección para operación con aproximaciones GPS/WAAS/LAAS

4.2 ESQUEMA UTILIZADO PARA LA IMPLEMENTACIÓN DE LA NAVEGACIÓN SATELITAL EN LA REPÚBLICA MEXICANA.

La FAA y México, a través de SENEAM (Servicios a la Navegación en el Espacio Aéreo Mexicano), firmaron un acuerdo en 1999 para mejorar los servicios de navegación dentro de los E.U. y México a través de la transición hacia las tecnologías de administración de comunicaciones, navegación y vigilancia del tráfico aéreo (CNS/ATM) [10], con lo que se podrán realizar aproximaciones de categoría I en los aeropuertos de nuestro país aunque no se tenga instalados en ellos el ILS [26].

Así mismo, ambas naciones han acordado la implementación de tecnologías de navegación satelital que serán la piedra fundamental para el esfuerzo total encaminado a la implementación del CNS / ATM [10].

Reconociendo la importancia que tiene la navegación satelital para la implementación de un ambiente operativo CNS/ATM, la FAA y SENEAM han acordado apoyar el desarrollo sin precedente de la arquitectura GNSS (Global Navigation Satellite System) dentro de México y a lo largo de Norteamérica.

Dicha arquitectura está basada en el sistema de posicionamiento global (GPS) y en sus tecnologías de aumentación de área extensa y local, (WAAS) y (LAAS). Este programa cooperativo involucró la participación de México en las pruebas experimentales (NSTB) de WAAS y en la planeación operacional de la inclusión de México en la arquitectura WAAS [10].

Durante el año 2002, la FAA creó una base de datos para México con señales enviadas por 3 estaciones de referencia de prueba TRS (Testbed Reference Stations). Dicha estación, es un receptor de señal GPS que analiza propiamente a la señal durante su trayectoria por la atmósfera y evalúa también, la calidad de la atmósfera y del sistema en conjunto para determinar la factibilidad de la instalación permanente de estaciones WAAS en el territorio nacional [26].

Resultado de ello, México ahora está cubierto por el GEO AOR-W y parcialmente por el GEO-POR, por lo que es viable la recepción del volumen de servicio generado por WAAS previo al despliegue de estaciones en el territorio, bajo los requerimientos de la OACI (Organización de Aviación Civil Internacional). Conforme a lo acordado, en 2005 se pusieron en operación 3 estaciones WRS sobre una TCN o red terrestre de comunicaciones de doble anillo para incrementar la confiabilidad en el manejo de información, cada una con diferente nodo común en: Tijuana, Baja California y Reynosa, Tamaulipas. Adicionalmente, se instalaron dos estaciones WRS en el año 2006 en Tapachula y San José del Cabo, para su operación en 2007 [26].

Esta cooperación entre ambos países reforzará la capacidad de navegación aérea por satélite, basada en el sistema GPS y sus aumentaciones, para proveer de servicio de tráfico aéreo en ambas naciones, y complementará el trabajo realizado entre la FAA y Canadá para la creación de una arquitectura GPS/WAAS/LAAS de integración en la región norteamericana [10].

4.2.1 Estudio Ionosférico en México.

En Junio de 2001, se proyectó el estudio de la capa ionosférica sobre el país, por lo que fueron instaladas 3 TRS (Testbed Reference Stations) para analizar a la señal de GPS durante su paso por la atmósfera y evaluar así, la calidad de la atmósfera y del sistema en conjunto para determinar la viabilidad de la instalación permanente de estaciones WAAS en el territorio nacional [36]. Dichas TRS fueron situadas en los aeropuertos de México, Mazatlán y Mérida, e interconectadas con la red de estaciones de prueba de los E.U. a través de canales digitales DS0 dedicados entre: MEX - MID, MEX – MZT y MEX – ATLANTIC CITY, así como líneas telefónicas directas en cada sitio.

Con esto, se dio inicio a la transmisión y el análisis de datos ionosféricos sobre la República Mexicana en el centro técnico de la Estación Maestra (WMS) de Nueva Jersey, E.U., lo que permitió a ambos organismos, SENEAM y FAA, la realización en Mérida de una serie de 63 vuelos de prueba con aproximaciones de precisión WAAS/NSTB con un error variable de entre 3 y 7 metros, en el espacio aéreo mexicano hacia finales de ese mismo año. Finalmente, se aprobó la factibilidad de la instalación de estaciones de referencia WRS dados los efectos poco severos de la ionósfera sobre el territorio mexicano [26].

Para tal efecto, los datos generados en el Instituto de Geofísica de la Universidad Nacional Autónoma de México, obtenidos del estudio sobre el comportamiento ionosférico como precursor sísmico, fueron de gran utilidad para la generación de un modelo de la Ionósfera, aplicado en la corrección para la cobertura del sistema WAAS, en la República Mexicana [6].



Figura 4.8. Disponibilidad de cobertura del sistema WAAS con 3 estaciones WRS para aproximaciones LPV (VAL – 50 m, HAL – 40 m) con 0.9 de probabilidad, arrojados por el estudio ionosférico en la mayor parte de la República Mexicana.

Los resultados después de meses de operación de las 3 TRS permitieron alcanzar los objetivos de aquella fase del programa, los cuales eran el seguimiento correcto de los satélites; la generación de correcciones tipo WAAS por parte de la WMS de precisión adecuada; la garantía de volumen de servicio en el área; conocimiento de valores de retardo ionosférico satisfactorios para la red de puntos; investigación del comportamiento atmosférico cercano al ecuador magnético y soporte del desarrollo del servicio WAAS en Norteamérica [6].

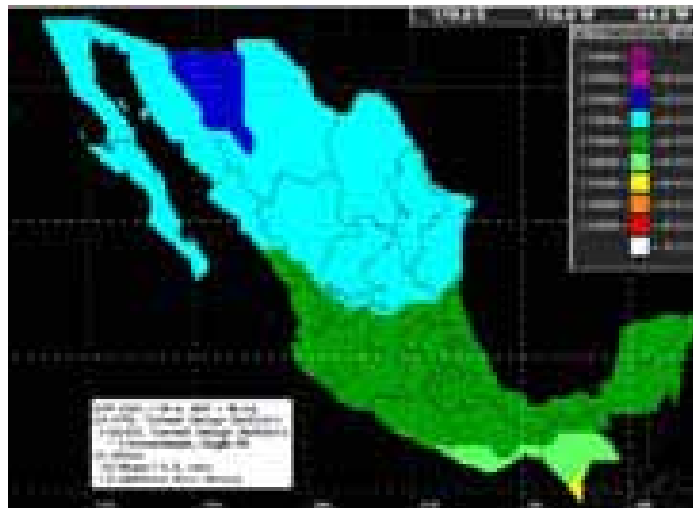


Figura 4.9. Disponibilidad de cobertura con 6 estaciones WRS para aproximaciones LPV (VAL – 50 m, HAL – 40 m) con probabilidades de 0.999 y 0.995 arrojados por el estudio ionosférico para la mitad de la República Mexicana.

4.3 PLANEACIÓN DEL SISTEMA WAAS MÉXICO.

En el año 2003 se llevó a cabo la primera fase de la instalación del sistema WAAS, la cual consistió en la planeación de la ubicación de 5 estaciones WRS (WAAS Reference Stations) en la República Mexicana situadas en las ciudades de México, Mérida, Tapachula, Puerto Vallarta y San José del Cabo. Luego, para cada una de estas estaciones se establecieron las fases de visitas de evaluación y recolección de datos del sitio; implementación e instalación de la estación; pruebas de aceptación y funcionamiento; proceso de evaluación (1 año) y finalmente la de integración a la red [27].

4.4 INSTALACIÓN DEL SISTEMA WAAS MÉXICO.

4.4.1 Fase de visitas de evaluación y recolección de datos

Una vez determinada la ubicación, se efectuó la evaluación de los planos del sitio y la ubicación de los equipos electrónicos y de las antenas GPS/WAAS, así como el cableado de las mismas y de los nodos de acceso para la red de comunicaciones. Posteriormente, se realizaron las pruebas de interferencia electromagnética (EMI) y se localizaron con mucha precisión los puntos geodésicos para la instalación de las antenas [27].

4.4.2 Fase de implementación e instalación de la estación

Con los datos obtenidos de la fase anterior, se elabora el SIP (Site Implementation Plan) con el que se determinan las actividades conjuntas que deberán ejecutar tanto la FAA como SENEAM. Dicho SIP provee un procedimiento para la puesta en marcha de la estación, desde los planos de ubicación geográfica y de los edificios del sitio, los diagramas del cableado de radiofrecuencia y de energía, la ubicación de gabinetes de equipo electrónico y de antenas, así como la fecha de envío de equipos y de adecuación del sitio hasta la de instalación y de pruebas de aceptación [27].

4.4.2.1 Requisitos específicos de instalación para todas las estaciones.

Espacio: 4.6 m² para equipos electrónicos y de 6.0 m² para gabinete de refacciones. *Energía Eléctrica:* 120 Vca \pm 10% @ 60 Hz, 20 A, monofásica en alimentación principal y de emergencia mediante unidades UPS (Uninterruptible Power Supply). *Protección de descargas:* Sistema de Apartarrayos y Red de tierra física. *Telecomunicaciones:* 2 líneas digitales DS0 de 64Kb (para conectarse a la red principal y aumentar la disponibilidad); 1 línea telefónica dedicada y proveedor internacional.

4.4.2.1.1 Prototipo de estación de referencia WRS.

La estación WRS contiene el equipo que recopila la información de los satélites GPS y GEO y la revisa previo a ser transmitida a la estación WMS en los E.U. [32]. La posición obtenida de cada antena de referencia se compara con la posición real, para estimar y clasificar el error asociado con la señal en el espacio. En cada estación se genera la primera aproximación de mensajes de corrección WAAS, que se envía a las estaciones maestras, por redes de comunicación independientes [26].



Figura 4.10. Elementos que conforman la estación de referencia con tres antenas GPS.

Además, la señal GEO también se verifica para garantizar que el mensaje WAAS esté siendo transmitido al usuario de la aeronave. Esta estación cumple con las especificaciones mencionadas en el capítulo anterior.

Antena GPS/GEO

La antena GPS incluye filtros paso-banda combinados con amplificadores, un elemento de antena y supresor de transitorios de RF y DC. El conjunto se halla instalado en el ensamble de protección transitoria y el otro en la base del gabinete del equipo. La antena GPS recibe las señales de los satélites GPS y GEO. Luego entrega amplificadas y filtradas las señales L1/L2/L5 de GPS y la L1 de GEO. La antena GPS contiene supresores de transitorios de RF y DC por separado, para una descarga de voltaje equivalente a 70dB. El supresor de transitorios opera como circuito corto para descargas transitorias, limitando el voltaje a no más de 735 Vp y el ancho de pulso a 260 ns [7].

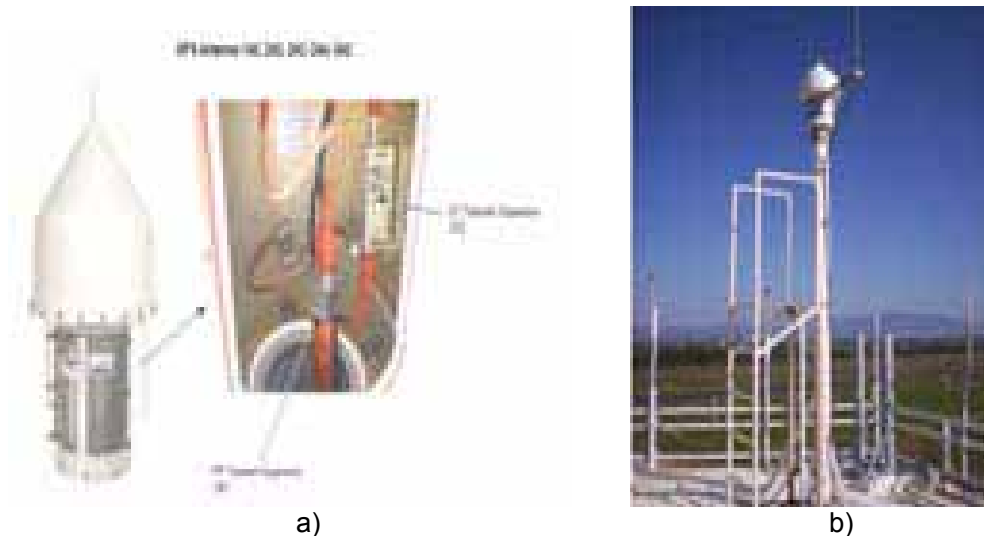


Figura 4.11 a) Antena GPS/GEO con filtros paso banda combinados con amplificadores y supresor de transitorios de RF y DC. b) Plataforma de mantenimiento y antena GPS.



a)



b)

Figura 4.12. a) Estación de referencia con tres antenas GPS/GEO ubicada en el Aeropuerto Internacional de la Ciudad de México. b). Detalle de una de ellas.

Receptor WAAS de Referencia.

El receptor GII de WAAS es autónomo y completamente funcional para recepción de WAAS y GPS. Para proveer la información de precisión requerida por las WRSs, el receptor GII – WAAS soporta el procesamiento de señales GPS L1 y L2, así como el procesamiento de señales L1 GEO; además tiene la capacidad de reducir significativamente los efectos multi trayectoria en la señal GPS, brinda funcionalidad en el monitoreo de la calidad de la señal con valores sobre funciones de correlación en el tiempo.

Se tienen 3 Receptores WAAS GII en cada WRS, uno localizado en cada bahía WRE (WAAS Reference Equipment) del gabinete WRS. El Receptor GII está físicamente conectado a la Antena GPS, o Antena L1/L2/L5, al DCP (Data Collector Processor), al estandarizador de frecuencia y a un acondicionador de potencia de 120 VAC [7].

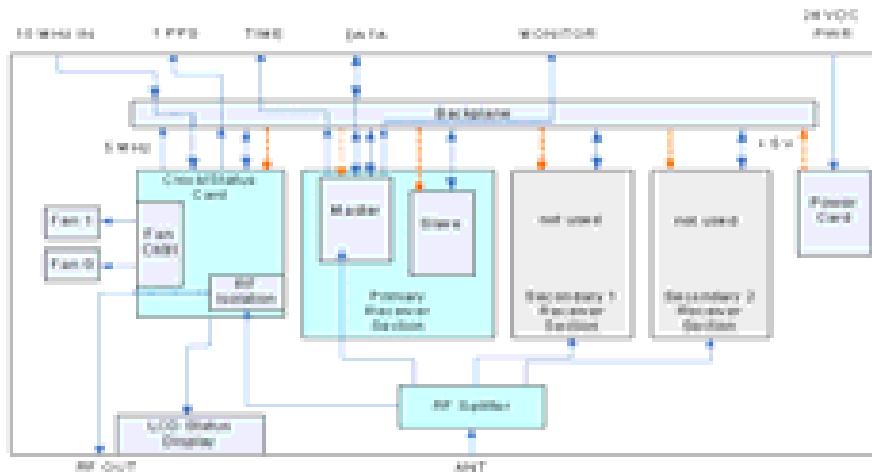


Figura 4.13. Diagrama de Bloques Funcional del Receptor GII WAAS

El receptor GII WAAS recopila la información de las señales GPS/L1 y la trayectoria del código C/A, así como de la señal GPS/L2 y la trayectoria de la portadora sin conocimiento del código Y, y finalmente registra al satélite de navegación GPS y los datos del mensaje como se define en la especificación de señal para el posicionamiento de precisión estándar de GPS. De igual forma recibe la información de los satélites GEO WAAS de las señales GEO/L1 y la trayectoria del código C/A, así como del satélite de navegación GEO y los datos del mensaje como se definen en la especificación del sistema WAAS-FAA. Finalmente, el receptor G-II WAAS genera las mediciones de Pseudo-distancia, portadora de fase y relación de señal a ruido, mismas que son enviadas al DCP en forma de registros.

Subsistema receptor WAAS de Referencia.

El subsistema receptor provee de reducción significativa de ruido durante el proceso de medición mediante el uso de tecnología de correlación estrecha. Dicha tecnología también provee de reducciones en el rango de medición del error debido a la distorsión causada por la interferencia de multitrayectoria. La característica implementada de minimización de multitrayectoria del receptor ayuda a reducir el potencial generado y distribuido de correcciones diferenciales. El subsistema receptor WAAS también contiene una función de autocorrección que verifica la operación de los componentes internos del receptor WAAS.

Ruteadores de comunicación de nodo de acceso

Los ruteadores de nodo de acceso realizan la interface entre las estaciones de referencia WRE (Wide Area Reference Equipment) y las WMS a través de un proveedor de servicio de comunicaciones. Existen 2 ruteadores de acceso al nodo en el gabinete WRS y ambos se encuentran conectados físicamente a las 3 DCPs (Data Collection Processor) y a los circuitos de comunicaciones del proveedor del servicio. Las 3 WREs se interconectan con los 3 ruteadores de acceso al nodo mediante una red de área local. Los ruteadores permiten que toda la información de la WRE sea accedida desde todas las WMSs a través de un proveedor de servicio de comunicaciones. La red está diseñada para asegurar la entrega de los datos y de proveer trayectorias de comunicaciones redundantes a las WMS [7].

Acondicionador de Potencia de 120 Vac.

Provee de acondicionamiento de potencia crítica, conversión de voltaje y capacidad de administración remota de potencia. Existen 3 de estos acondicionadores, uno en cada bahía de la WRE. Cada uno de ellos provee de potencia en DC a sus receptores respectivos GII WAAS o al receptor WAAS, a la antena GPS, además de corriente alterna para el DCP y al estandarizador de frecuencia [7].

Estandarizador de Frecuencia:

El estandarizador de Frecuencia se halla por triplicado en las WRS para proveer de una fuente de frecuencia ultra estable para determinar con precisión la órbita del satélite. Físicamente se hallan conectados a sus respectivos receptores G-II WAAS y al DCP. Provee de una referencia de frecuencia utilizada por el receptor WAAS, la cual cumple con los requisitos de estabilidad de al menos 2×10^{-13} partes sobre 24 horas para comparar con precisión las señales GEO con el tiempo GPS [7].

4.4.3 Fase de pruebas de aceptación.

Como parte de la instalación de dicho sistema en el territorio mexicano, el convenio signado por ambas dependencias establece, también, estándares sobre la operación, el mantenimiento, el soporte logístico y la capacitación. Además, para la aceptación de la colaboración, la FAA proporcionó sin costo: las estaciones de referencia WRS, refacciones y equipo de soporte; personal para la instalación y puesta en operación de las estaciones; capacitación para el mantenimiento; reparación y/o sustitución de unidades; control y operación de las WRS; actualización de la programación y soporte técnico.

De igual forma, SENEAM se comprometió a: habilitar los sitios para la instalación de las estaciones; efectuar el mantenimiento correctivo de la WRS a nivel de unidad removible en línea; realizar rutinas de mantenimiento preventivo cada 4 meses; pagar los gastos de preparación del sitio y del envío de unidades al país de origen, así como de su liberación de aduana y de la energía que consuman las estaciones [27].

4.4.3.1. Pruebas de funcionamiento en WRS mexicanas (San José del Cabo).

Las pruebas efectuadas a las estaciones de referencia a lo largo de la República Mexicana consistieron en general, de pruebas mecánicas, eléctricas y de obra civil de la estación. Dentro de las pruebas al equipamiento de las estaciones se pueden mencionar, entre otras, las de *ensamblado de gabinetes de sujeción y de ventilación adecuada, unidades de acondicionamiento de potencia a 120 Vac, 20 A, @ 60 Hz, monofásica; estandarizador de frecuencia, servidor/procesador WRE, acceso de ruteador WRS, teclado, mouse, etc*, para cada uno de los 3 gabinetes que se hallan en la WRS. Adicionalmente, en la antena GPS/GEO, se efectuaron las pruebas de supresión de transitorios RF y DC.

Primeramente, se les efectuaron pruebas de resistencia eléctrica a las tomas de corriente alterna proporcionadas por el proveedor local de energía (CFE) y se midieron la continuidad de *fase a tierra* del cable de potencia con una $R > 1 \text{ M}\Omega$, la de *neutro a tierra* con una $R > 1 \text{ M}\Omega$ y finalmente la de *fase a neutro* con una $R > 0.5 \text{ k}\Omega$. Esta misma prueba se realizó por triplicado para cada una de las unidades acondicionadoras de voltaje de la estación.

Así mismo, se realizaron mediciones de resistencia del punto aterrizado de los gabinetes con el sistema de tierra ligado al pedestal. También, se efectuaron las pruebas de conducción de las tomas de corriente de $120 \pm 3.6 \text{ Vac}$, registrándose valores promedio en 114.2 Vac , lo cual estaba fuera de la especificación, sin embargo, esto no afectó el estado de la prueba y de la operación.

Al acondicionador de potencia de corriente alterna / convertidor a corriente directa se le verificó que estuvieran operativos los indicadores de AC, UPS (Uninterruptible Power Supply), alarmas y 5 indicadores de batería; de igual forma se verificó que el led DC1/DC2 estuviese iluminado con un voltaje medido en rango de $+24 \pm 0.72 \text{ Vdc}$ con lecturas registradas para las unidades de acondicionamiento de potencia 1 y 2 de 24.45 Vdc y de 24.35 Vdc para la unidad 3, todas estas realizadas por triplicado para cada acondicionador de potencia.

A los estandarizadores de frecuencia se les verificó el estado de sus indicadores de potencia y de alarma que estuviesen operativos y se registraron algunas lecturas de tiempo. De igual forma, se verificaron los despliegues de estado de los leds indicadores de operación para los *receptores WAAS* de marca NovAtel en los 3 gabinetes de la estación. A los procesadores se les registró su funcionamiento con la indicación luminosa de encendido y el mensaje prompt de status OK visible en la pantalla LCD. Se verificaron las interfaces seriales para los DCPs en los campos de inicialización con el estado de "INIT COMPLETE" para el reloj atómico y el receptor WAAS. Se registró más de 1 satélite a la vista en las 3 DCPs.

El *ruteador de acceso LAN* fue revisado en su indicador de operación, en su tasa de transferencia del 100% (5/5), con lazo típico de $\text{min/prom/max} = 1/2/4 \text{ ms}$ esto para los tres servidores/procesadores WRE. Por otro lado, se revisaron los *ruteadores de acceso WRS (enlace V.35)* con el ruteador de prueba a través de 5 paquetes enviados y 5 recibidos, sin ninguna pérdida y sin registro de dirección IP. Finalmente, se efectuaron los procedimientos de apagado de la estación WRS [30].

4.4.4 Fase del proceso de evaluación

La Fase de evaluación del proyecto WAAS-México continuó durante un año para mejorar la disponibilidad del sistema WAAS y aumentar su exactitud en nuestro territorio a través de la configuración y caracterización de las 5 estaciones WRS en: México, Mérida, Puerto Vallarta, en 2005 y San José del Cabo y Tapachula en 2006 [27].

4.4.5 Fase de integración a la red

Posteriormente, se efectuaron las pruebas e interconexión de las estaciones de referencia mexicanas con el backbone de WAAS en los E.U., como ya se ha descrito anteriormente. Finalmente, para cumplir el objetivo de navegación por satélite, el desarrollo del sistema WAAS se proyectó en tres etapas:

- Servicio LNAV/VNAV (finaliza en 2005 con L5)
- Servicio AVP (Approach with Vertical Guidance) (concluye en 2009)
- Servicio GLS (2011 a 2015) [27].

4.5 Arquitectura de comunicaciones para la integración al *backbone* de EU.

La arquitectura del sistema de comunicaciones se diseñó de tal forma que se tuviesen 2 circuitos redundantes de comunicación, tal que cada uno de estos recolectara los datos de las 5 WRS mediante enlaces a DS0 @ 64 Kbps y los enviara a través de radio enlaces @ 384 Kbps vía microonda al *backbone* de WAAS en los E.U. La integración de los enlaces en los 2 anillos de comunicación se completó por 3 medios de transmisión: enlaces digitales telefónicos; vía microonda y vía Satélite Morelos VI.



Figura 4.14. Anillos Metropolitanos de Interconexión con el Backbone de WAAS en E.U.

El primer circuito se compone de enlaces DS0, entre las estaciones de referencia WRS de Mérida (MMD), Tapachula (MTP), México (MMX), Puerto Vallarta (MPR) y San José del Cabo (MSD), con un nodo concentrador en Reynosa, Tamaulipas, desde el cual se envía con un radio enlace de microonda @ 384 Kbps hasta McAllen, Texas y desde este punto se integra al *backbone* de WAAS en el centro operativo de control de tráfico aéreo en ruta, ARTCC, en la Cd. de Atlanta, Georgia.

El segundo circuito tiene al nodo MTP enlazado con el MMD a través de un DS0, y luego este mismo nodo MTP y el nodo MMD, mediante un enlace satelital, se unen con el nodo MTJ, mientras que las estaciones MMD, MMX, MPR y MSD, se unen vía satélite con el nodo MTJ, quien a su vez transporta la señal vía microonda @ 384 Kbps al lado norteamericano en el aeropuerto municipal de San Diego, California, desde donde, finalmente, se transmite hasta el Centro de Control de Tráfico Aéreo en Ruta (ARTCC) de Los Ángeles, California. Ambos circuitos fueron concluidos en el año 2006, mientras que en el 2007, se efectuó la interconexión de los 2 anillos metropolitanos anteriormente descritos con el *backbone* de WAAS en los dos puntos de conexión: San Diego, California y McAllen, Texas, para su entrada en funcionamiento ese mismo año [26].

4.6 Caso práctico: aplicación de la tecnología GPS/WAAS en el proyecto del aeropuerto de carga en Tizayuca, Hidalgo.

4.6.1 Contexto Histórico del Proyecto de Aeropuerto de Carga en Tizayuca.

En el año 2001 se presentaron dos proyectos para la construcción del nuevo Aeropuerto Internacional de la Ciudad de México por parte de los gobiernos estatales de México y de Hidalgo, donde los Institutos de Geografía e Ingeniería de la UNAM, entre otras dependencias, fueron designados para efectuar los estudios comparativos sobre el impacto ambiental, hidrología, contaminación, desarrollo urbano, geotecnia, diversidad biológica y riesgos para la operación en ambas zonas: Texcoco y Tizayuca [23].

Para el caso de Texcoco, se previó que el actual aeropuerto de la Ciudad de México (AICM) dejase de operar, por lo que se proyectaron 6 pistas, 3 de aterrizaje simultáneo y el resto de apoyo, para efectuar un aproximado de 151 operaciones por hora en condiciones de buena visibilidad; 960 mil operaciones aéreas nacionales e internacionales anuales, mientras que para Tizayuca se previeron 4 pistas en operación conjunta con las 2 del AICM, para atender 184 operaciones por hora en condiciones de buena visibilidad y 158 con baja visibilidad; esto es 675 mil y 320 mil respectivamente, para un total de 995 mil operaciones anuales en conjunto. En Tizayuca se pretendía que operaran los vuelos conocidos como de largo alcance -todos los internacionales y algunos nacionales-, y en el AICM se atenderían los vuelos nacionales de corto alcance, principalmente.

El debate político no se hizo esperar previo al dictamen, dado que uno u otro proyecto traerían grandes beneficios económicos y de desarrollo regional para cada uno de los gobiernos en disputa. Se efectuaron también los estudios técnicos correspondientes a la factibilidad aeronáutica y, aún cuando dichos estudios favorecieron a ambos proyectos, los intereses a nivel del gobierno federal terminarían influyendo en que el mejor sitio correspondía al ubicado en el ex vaso de Texcoco [23].

Sin embargo, el proyecto Tizayuca no presentaba ningún problema en cuanto a la mecánica de suelos, ya que el terreno se halla sobre una superficie estable y rígida, además de que había menos problemas con los ejidatarios de Zapotlán de Juárez y Téllez, entre otros, para la expropiación de las tierras, quienes accedieron a negociar gracias a una adecuada gestión y promoción de los beneficios que el proyecto brindaría a la sociedad.

Además, se les incluiría en la construcción y desarrollo del mismo, en contraposición al inadecuado trato que se le dio a los ejidatarios de San Salvador Atenco, a quienes les fue ofrecida una raquílica indemnización como pago por sus tierras debido a la especulación sobre el valor que adquirirían las mismas al concluir el proyecto Texcoco.

Por otro lado, más allá de los beneficios económicos se previó la urbanización e industrialización de ambas zonas de acuerdo a los planes de desarrollo regional y federal, no obstante la factibilidad de negocios a corto plazo creó un peligro de crecimiento descontrolado, aún cuando este riesgo era menor en Tizayuca que en Texcoco. El área de influencia para calcular la expansión urbana en la Opción Hidalgo incluía cinco municipios (Pachuca, San Agustín Tlaxiaca, Tezontepec, Tizayuca, Tolcayuca y Zapotlán de Juárez). Sin embargo, una desventaja para el proyecto Tizayuca recaía en la lejanía con respecto al D.F., principal centro de demanda de vuelos, no obstante se tenía planeada la construcción de nuevas y mejores vías de acceso tanto por carretera, como por tren [23].

De igual forma, los problemas ambientales más importantes serían originados, en su mayoría, por la aparición de áreas urbanas en torno al Valle de Tizayuca, en contraste con Texcoco, ya que ésta es una zona federal donde no está permitida la urbanización dado que es un regulador hídrico que controla inundaciones en el Valle, no obstante ya se registran asentamientos humanos en el lago Nabor Carrillo, al sur del Lago de Texcoco.

Por consiguiente, el verdadero impacto ambiental se genera por el crecimiento urbano, la contaminación de automóviles, el drenaje y la disposición de residuos sólidos urbanos, no así por el aeropuerto en sí mismo, ya que la contaminación producida por éste es de mucho menor escala. Así mismo, el agua constituía un factor importante por la escasez de la misma en la zona del Valle de Tizayuca, sin embargo esto es un problema asociado directamente al crecimiento urbano y no al aeropuerto por sí mismo. Aún cuando el suelo en Tizayuca es mucho más permeable y por ende implicaba mayor riesgo de contaminación de los mantos freáticos, el riesgo mayor era por escurrimiento de agua contaminada hacia el Lago de Zumpango.

Por lo que respecta a la flora y fauna, en Tizayuca están en riesgo plantas que sirven de hábitat para algunas especies en peligro de extinción o en régimen de protección como lo son algunas poblaciones de mamíferos, reptiles e insectos; además de que los cerros donde habitan estas especies serían utilizados como aprovisionamientos de material para construcción y en su momento sostendrían el crecimiento de la mancha urbana.

En contraste, Texcoco presentó el problema sobre el crecimiento urbano desmedido que provocaría mayor consumo de agua y generación de aguas de desecho. El área de influencia para calcular la expansión urbana en la Opción Texcoco incluía cinco delegaciones políticas del Distrito Federal (Gustavo A. Madero, Iztacalco, Iztapalapa, Cuauhtémoc y Venustiano Carranza) y 12 municipios del Estado de México (Acolman, Atenco, Chiautla, Chicoloapan, Chiconcuac, Chimalhuacán, Ecatepec, Nezahualcóyotl, Papalotla, La Paz, Texcoco y Tezoyuca). No obstante el suelo de la zona del lago sea impermeable se especuló sobre la formación de grietas, pero la mecánica de suelos no encontró evidencia de ello. Sin embargo, desde el punto de vista de ingeniería, el proyecto Texcoco resultaba más complejo y costoso en su construcción debido al gran reto técnico que implicaba la implementación de pilotes de soporte para construir las pistas sobre un lecho arcilloso con alto contenido de agua [23].

Por otro lado, en cuanto a los riesgos referentes a la operación aérea ambas opciones presentaban probabilidad de hidrometeoros, tolveneras y eventos volcánicos que pudieran afectar la visibilidad del aeropuerto. Sin embargo, una de las ventajas de situar un aeropuerto en despoblado es el relativo a la seguridad aérea concerniente a la eliminación de obstáculos como edificios y antenas de comunicaciones [23].

4.6.2 Proyecto del Aeropuerto de Carga en el Valle de Tizayuca – Zapotlán.

De acuerdo con el plan actual de desarrollo económico y regional del Gobierno del Estado de Hidalgo, el proyecto del aeropuerto de carga, que será emplazado en una superficie de 1 600 hectáreas en el Valle de Zapotlán-Tizayuca, véase Fig. 4.15, vendrá a detonar económicamente la zona con una inversión inicial de 500 millones de pesos en infraestructura carretera, ferroviaria, desarrollos urbanos, centros industriales y de puerto “seco” o de facilidades para la distribución, almacenamiento y despliegue de carga a través de los distintos ejes carreteros que conectarán al Golfo de México con el Pacífico, y que convertirá a la región en un centro distribuidor estratégico para la economía nacional.

También se observa la ubicación de las 1600 ha que conforman el proyecto de la terminal aérea de carga, así como la confluencia del crecimiento urbano generado por el mismo, hacia los poblados circundantes. Se observa también el trazo de la carretera que conectará el Pacífico con el Golfo de México y la estratégica ubicación de la terminal aérea como centro distribuidor de la mercancía.



Figura 4.15 Ubicación de la terminal aérea de carga, así como la confluencia del crecimiento urbano generado hacia los poblados circundantes del Valle de Tizayuca, Hidalgo.

Dicho proyecto contempla la construcción de un centro distribuidor de alta demanda económica mediante la generación de empleos directos e indirectos durante su construcción, y una vez en operación, atraerá la inversión extranjera y nacional para la generación de empleos directos en todas las especialidades necesarias para la operación tanto del aeropuerto como de la recepción, movimiento y distribución de carga.

Además, dicho complejo de demografía controlada, pretende ser una barrera contra la explosión demográfica y de crecimiento urbano desmedido de la zona metropolitana del Valle de México, de tal forma que frene la proliferación de la pobreza en medio de más pobreza. Así mismo, contribuirá a la elevación del nivel de vida de la población bien urbanizada y planeada.

Las implicaciones son muchas, tal como la necesidad por satisfacer la demanda de energía eléctrica que requerirá dicho proyecto, mediante la derivación de líneas de transmisión del anillo metropolitano, para la alimentación de las subestaciones de la infraestructura aeroportuaria, de los parques industriales y centros urbanos que se asentarán alrededor, cuya demanda energética irá en función del crecimiento demográfico de la conocida ciudad aeroportuaria.

4.6.3 Espacio Aéreo, Navegación y aproximación terminal con GPS/WAAS/LAAS.

Desde el estudio realizado en 2001 para el primer aeropuerto de pasajeros proyectado en Hidalgo se tuvo la incertidumbre sobre la interferencia entre ambos espacios aéreos de la Base Militar de Santa Lucía, en el Estado de México y el de la nueva terminal de carga y comercial de Tizayuca.

Sin embargo, mediante el sistema GPS/WAAS el espacio aéreo restringido para la navegación comercial circundante a la base militar puede ser administrado sin problema por los procedimientos de aproximación WAAS y de separación mínima horizontal y vertical (LNAV/VNAV) sin que se activen las alarmas de invasión de espacio aéreo, ya que como se observa en la imagen de satélite (Google Earth), se tendría una separación de 30 km entre la Base Militar y la nueva terminal de carga; de 61 km entre el AICM y la nueva terminal y de 31 km, entre el AICM y la base aérea militar, además de que los respectivos espacios aéreos terminales de 10 MN no se interfieren.

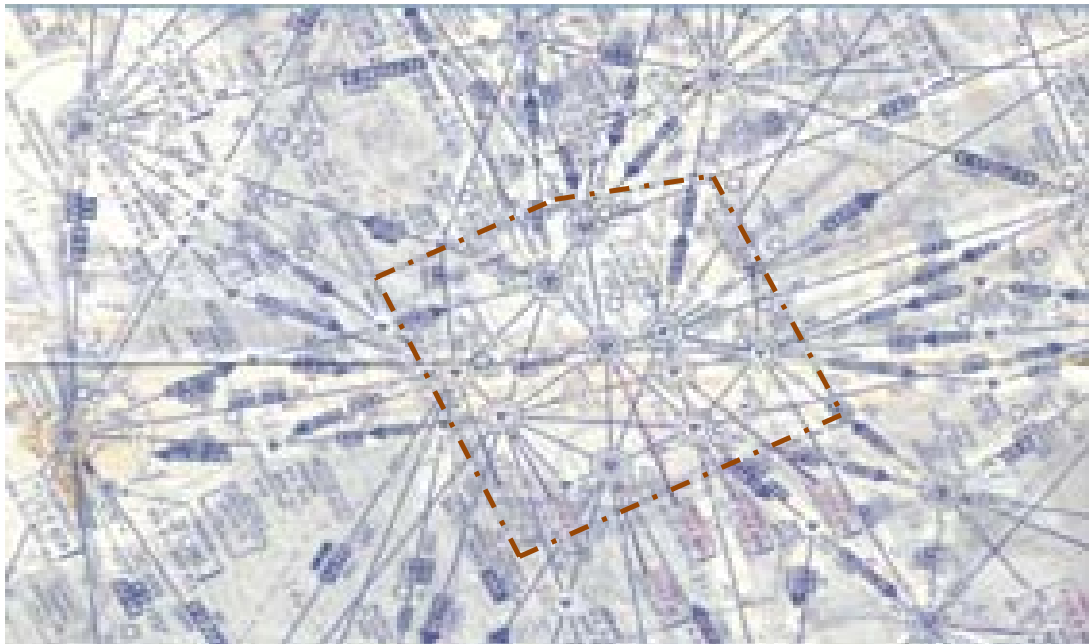
Más aún, se tienen documentados casos en todo el mundo en donde convergen aeropuertos, tanto militares como civiles en un espacio aéreo muy reducido, hasta de 8 a 10 km (5 MN) de cercanía, sin que esto represente un grave problema para la compartición y el control del espacio aéreo en sí mismo, tal como se ve en la Fig. 4.16.



Figura 4.16. Espacios aéreos terminales de aproximación de 10 MN para el AICM, base aérea militar de Sta. Lucía y del nuevo aeropuerto de carga Tizayuca, Hgo.

El tráfico aéreo presente en la zona confluye hacia el *cuadro de aproximación terminal* sobre el chequeo electrónico de los VOR Pachuca (112.7 PCA W098), situado en Real del Monte, Hidalgo, que recibe y deriva tráfico hacia el VOR Tampico, Tams; el VOR Santa Lucía (116.6 SLM W099), así como los VOR Otumba (115.0 OTU W098) y Apan (114.8 APN W098) que deriva y recibe tráfico aéreo hacia y desde el VOR Nautla, Veracruz (225 NAU W096), tráfico controlado por normas IFR en aerovías UJ o de vuelo superior en ruta o de aproximación terminal hacia el VOR AICM (115.6 MEX W099) como se observa en la Fig. 4.17. Carta de Navegación JEPPESEN para México.

De esta forma, el tráfico sería de paso por el espacio aéreo superior del aeropuerto de carga de Tizayuca, Hidalgo, sin embargo el tráfico de aproximación y de salida de éste deberá incorporarse a las aerovías Víctor o de vuelo inferior a 18 000 pies en un patrón de ascenso y/o descenso con radio no mayor a 10 MN, según el caso, hasta las aerovías UJ, mediante el uso de procedimientos GLS/WAAS con separaciones vertical mínima hasta de 40 metros y horizontal hasta de 556 metros, con un límite de 6.2 s durante aproximación vertical guiada y 10 s durante navegación en ruta y aterrizaje de no precisión, previos a la activación de alertas de colisión (HAL/VAL).



[15] *Figura. 4.17. El tráfico aéreo confluye hacia el cuadro de aproximación terminal sobre el chequeo electrónico de los VOR circundantes al AICM.*

En la Fig.4.18 se observa un acercamiento del espacio aéreo terminal y de radar secundario para el AICM (25 MN) así como el del radar primario (10 MN) del nuevo aeropuerto, donde las aeronaves en aproximación iniciarán su patrón de espera o descenso al AICM identificando el VOR SLM y VOR PCA una vez alejados del cilindro que conforma el espacio aéreo de Tizayuca, para que las aeronaves que despeguen o aterricen en éste, realicen su patrón de ascenso/descenso por debajo de los 10 000 pies de altura.

Por consiguiente, la conveniencia en la aplicación del sistema de estudio se refleja en la precisión e integridad para la realización de aterrizajes y despegues simultáneos con límites de separación horizontal mínimos de 556 m para aproximación a la pista y de 40 m en situación vertical, ya que prescinde de las radio ayudas terrestres, dado que los servicios de

aproximación de no precisión (VOR) y el de precisión hasta CAT I (ILS) se obtienen mediante el sistema satelital, lo cual no restringe el vuelo al chequeo de las propias estaciones VOR para realizar virajes, mientras que la tecnología propuesta combina aproximaciones del tipo WAAS/RNP con trayectorias curvilíneas menos restringidas, ya que GPS por sí mismo no proporciona procedimientos RNP, por lo que la utilización de este sistema GPS/WAAS resulta menos costoso y de bajo mantenimiento operativo.



Figura 4.18. Se observa un acercamiento donde se puede ver el espacio aéreo terminal y de radar secundario para el AICM (25 MN) y del radar primario (10 MN) del aeropuerto Tizayuca.

Esto conlleva múltiples beneficios y ventajas insoslayables para una terminal aérea de este tipo, ya que si se tienen aterrizajes simultáneos se puede mover más cantidad de carga útil por avión, en función del costo beneficio para los operadores de la industria aerocomercial. Así mismo, para los pilotos representa una descarga de trabajo operativo, así como también, para los controladores de tráfico aéreo al introducirse el concepto CNS/ATM que les simplifica la vigilancia, las comunicaciones tierra-aire y la administración del espacio aéreo. Otra ventaja radica en que esta tecnología hará posible el monitoreo constante del criterio RVSM (Reduced Vertical Separation Minimum) o de reducción de la separación vertical mínima para optimización del tráfico aéreo de 2000 a 1000 pies, acuerdo asumido por el gobierno mexicano como parte de su incursión en el TLCAN.

Finalmente, para lograr dichas aproximaciones terminales, se propone la instalación de una infraestructura de comunicaciones mediante antenas GPS-LAAS, un LGF que proporcione los parámetros orbitales y de integración PVT, así como las correcciones diferenciales y la transmisión de datos a través del VDB hacia la aeronave tal que le permita el guiado vertical en fase de aproximación terminal de CAT II y III al aeropuerto, mientras que la aproximación secundaria se haría mediante procedimientos WAAS, misma que ya opera en la República Mexicana, véase Fig. 4.19.



Figura 4.19. a) y b) infraestructura de comunicaciones mediante antenas GPS-LAAS

De igual forma, como ya se había mencionado anteriormente en este mismo capítulo, la señal LAAS VDB se encuentra limitada geoméricamente dentro de una aproximación aprobada para su aplicación. Excluyendo los efectos de obstáculos y del terreno, el volumen de cobertura del LGF es de 360° alrededor de la antena VDB.

Para el caso del Valle de Tizayuca, debe considerarse la orografía del sitio ya que la presencia de obstáculos en la línea de vista de la aeronave al momento de la aproximación a la pista con respecto a las antenas de emisión de guiado vertical y senda de planeo puede ser crítico, debido a la obstrucción en la recepción de la señal, ya que a 3 millas náuticas de la antena, la cobertura inicia a los 100 pies sobre el terreno a 0.9° sobre la horizontal y se extiende hasta las 23 millas náuticas a 2000 pies. La parte superior del volumen de cobertura deberá encontrarse a no menos de 10, 000 pies sobre el terreno con un cono de silencio de la antena menor a 5° , dentro del cono mayor, como se observa en la Fig. 4.3.

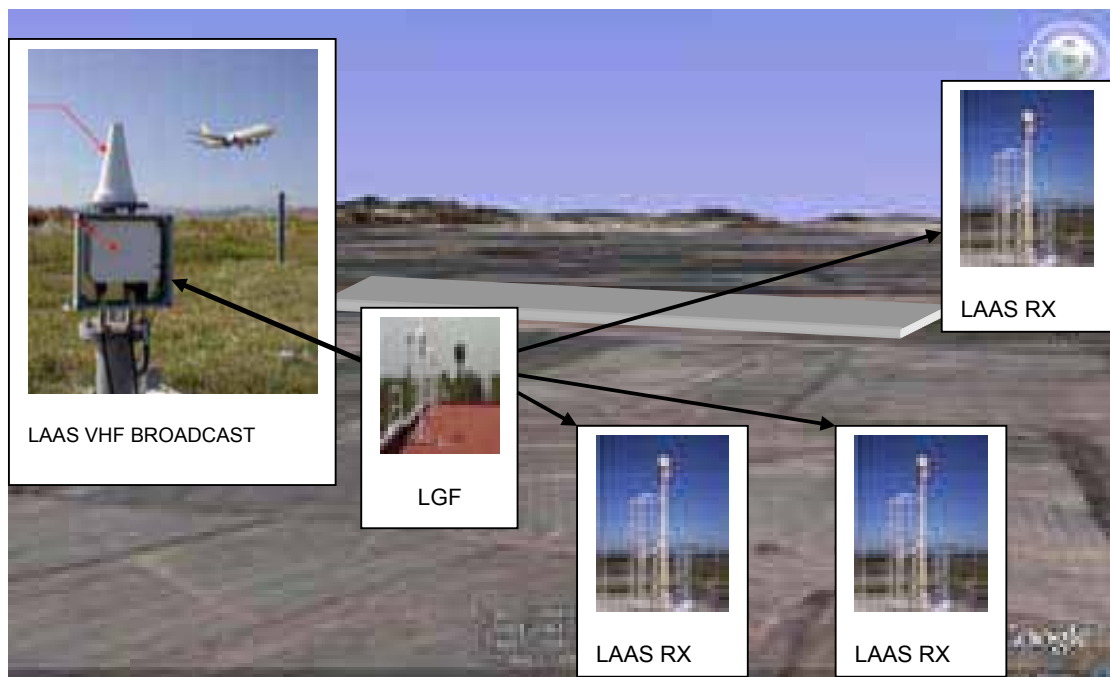


Figura 4.20 Sistema LAAS propuesto para aeropuerto de Carga en Valle de Tizayuca, Hgo.

Por otro lado, para operaciones de aproximación inicial, de llegada y fallidas, se podrá utilizar RNAV hasta interceptar el patrón de descenso, y luego cambiar a modo GPS/LAAS de forma tal que se verifique la adecuada geometría satelital para el guiado hacia la pista. Sin embargo, de ocurrir una degradación de la señal el sistema de guiado puede cambiarse por GPS o GPS/WAAS.

Por consiguiente y para evitar una posible pérdida por degradación en la señal de guiado vertical, puede instalarse una antena GPS-LAAS en la parte alta de la montaña (Real del Monte) como radio localizador para asegurar con mayor precisión el radio de cobertura de 25 millas de la señal LAAS situada en la cabecera de la pista del aeropuerto para la conformación de la senda de planeo de las aeronaves en aproximación.

En la [Figura 4.20](#) se muestra el planteamiento de aproximación terminal para la zona del valle de Tizayuca, teniendo como fondo una imagen con modelo de elevación digital donde se observan los elementos que conforman el sistema LAAS propuesto y que son receptores de referencia LAAS, un LGF o infraestructura terrestre LAAS y un emisor de VHF LAAS.

Además, otro de los posibles errores pudiera ser el de tipo ionosférico, sin embargo éste queda descartado porque para toda la república y en especial para el centro del país se tiene un nivel de integridad o de probabilidad de recepción de señal de 0.9999 o un error en la recepción de 0.0001, dicho de otra forma. Véanse la [Figuras 4.8 y 4.9](#).

Finalmente, en lo que respecta a la topografía del terreno, en el sitio hay que considerar la ubicación de los cerros, tanto para la orientación de las pistas bajo el criterio de los vientos dominantes, como para prevenir los errores por multi-trayectoria y de interferencias electromagnéticas en la recepción satelital. No obstante, ambos errores son de menor importancia ya que no hay muchos obstáculos orográficos ni de telecomunicaciones (red federal de microonda) en la zona del Valle de Tizayuca.

CONCLUSIONES

Durante el desarrollo de esta tesis, se analizó el diseño e implementación de un sistema de apoyo para la navegación en aeronaves comerciales, mediante el uso de receptores de posicionamiento satelital: el sistema GPS/WAAS (*Global Positioning System/Wide Area Augmentation System*), el cual fue desarrollado por la FAA, (*Federal Aviation Administration*) de los E.U., debido a que la señal original de GPS no cumplía con los requisitos de navegación para la aviación civil en operaciones de precisión.

Se estudió como el sistema WAAS corrige los errores orbitales, de sincronización y aquellos causados por la ionosfera mejorando hasta 5 veces la precisión de la posición calculada, logrando reducir el error a 3 metros el 95% del tiempo, sin necesidad de equipo adicional.

Dicho sistema, conformado por satélites geoestacionarios y estaciones terrenas que proveen correcciones periódicas a la señal GPS, mejora la confiabilidad y evalúa constantemente la integridad del sistema GPS, para proporcionar un servicio de posicionamiento en tiempo real durante operaciones críticas como el despegue, la navegación en rutas transcontinentales y la aproximación para aterrizaje.

También se vió que la señal WAAS está disponible en una buena parte del globo terrestre dada la huella de cobertura de los satélites GEO INMARSAT, sin embargo, se requiere de un sistema de antenas retransmisoras de señales de corrección diferencial local para cada aeropuerto (LAAS, *Local Area Augmentation System*), lo que aumenta la precisión y por tanto, la seguridad en las maniobras.

En esta tesis se presentaron las características más importantes de este esquema de navegación satelital y los resultados generales de las pruebas de funcionamiento, durante su implementación en algunos aeropuertos mexicanos.

Después del trabajo realizado y de manera puntual, podemos establecer las siguientes conclusiones:

1.- Durante el desarrollo de esta tesis se estudió la aplicación del sistema GPS en aeronaves, con corrección diferencial tipo WAAS, que mejora la precisión en operaciones transoceánicas, continentales, de aproximación terminal, de aterrizaje y de superficie.

2.- En México, se han instalado 5 estaciones de referencia para el sistema GPS/WAAS en los aeropuertos de MEX, MID, TAP, PTV y SJC lo que permite llevar a cabo maniobras de precisión en las etapas: Terminal, de aproximación y de superficie.

3.- Se observó que durante las pruebas de funcionamiento, bajo condiciones inestables de la ionósfera, el sistema tuvo una desviación de 3 a 7 metros, lo cual significa que los márgenes de error y de alarma se mantuvieron dentro de los límites operativos.

4.- Dos sistemas de comunicaciones conforman igual número de anillos enlazados con las estaciones maestras, lo que asegura redundancia en el envío de datos y que a su vez, el país cuenta con cobertura WAAS para navegación de no precisión y otras aplicaciones.

5.- Se espera que el sistema WAAS amplíe, en los próximos 2 a 3 años, el número de estaciones de referencia, lo cual implica un incremento en la cobertura de precisión para la navegación en las distintas etapas: terminal, aproximación y vuelo transcontinental.

6.- Así mismo, se tiene previsto que dicho sistema sea implementado en Centro y Suramérica mediante el Sistema de Aumentación del Caribe, Centro y Suramérica (SACCSA) y que se acople al SBAS/WAAS y a los otros sistemas que ya están en operación en Europa, tal como el EGNOS, y el GBAS, en India y MSAS en Japón.

7.- Las 5 estaciones GPS-WAAS instaladas en la República Mexicana podrían anexarse a la Red Geodésica Nacional Activa del INEGI (Instituto Nacional de Estadística, Geografía e informática), que actualmente cuenta con 16 estaciones, para aplicaciones de posicionamiento diferencial de post – proceso.

8.- Este trabajo de tesis deja como resultado un documento que sirve como base de información sobre el sistema GPS-WAAS con la intención de darlo a conocer a los medios aeronáutico y académico, de tal forma que sirva de apoyo para su diseminación y para futuras investigaciones que profundicen su estudio. En este sentido, cabe mencionar que esta investigación fue presentada en el Congreso de la Sociedad Mexicana de Instrumentación (SOMI) en su edición XXII, celebrado en Monterrey Nuevo León, en 2007, donde se obtuvo un reconocimiento como uno de los mejores trabajos en el área de Tecnologías de la Información.

9.- Una de las razones que me motivaron para realizar esta investigación fue mi interés particular por la aeronáutica y por las nuevas tendencias de seguridad aérea.

Luego entonces, el objetivo de estudiar el funcionamiento de los sistemas de posicionamiento satelital, en particular los modos de operación diferencial y el sistema WAAS y la implementación en México de la navegación satelital para aeronaves comerciales, se cumplió al dar a conocer los últimos alcances y fases que ha tenido el proyecto WAAS en la República Mexicana, hasta el momento en que se imprimió esta tesis en Septiembre 2008.

Así mismo, se definió un caso práctico y se demostró la solución a un problema de ingeniería mediante la aplicación de la tecnología GPS-WAAS, objeto de estudio de esta tesis, sobre el proyecto de Aeropuerto de Carga de Tizayuca, Hidalgo.

10.- Hubo algunos tópicos en los que me habría gustado profundizar más, por lo que sirva de invitación esta tesis para ampliar la investigación hacia los temas que hacen referencia al modelado e instrumentación de la ionósfera y su relación con la pérdida de la recepción de señal del satélite; la forma irregular del geoide y sus modelos matemáticos, así como en la comparación de la arquitectura de red de los otros sistemas de navegación por satélite, tales como SACCSA, EGNOS, MSAS y sus técnicas de navegación asociadas: RNAV/VNAV, RNP y el concepto CNS/ATM, junto con su programa de evolución para las comunicaciones aire-aire, aire-tierra mediante enlaces de datos.

Todo lo anterior con la perspectiva y objetivo a mediano alcance de enfocarse en el diseño y modelado de nuevos aeropuertos en la República Mexicana que utilicen la tecnología GPS/WAAS y RNP/RNAV en conjunto, ya que a corto plazo las radio ayudas terrestres (VOR, ILS, NDB) serán eliminadas progresivamente bajo esta tecnología.

11.- La utilización del sistema GPS/WAAS hará posible el manejo de aterrizajes y despegues simultáneos con límites de separación horizontal mínimos de 556 m para aproximación a la pista y de 40 m en vertical, además de que no se requiere invertir en radio ayudas terrestres, dado que los servicios de aproximación de no precisión (VOR) y el de precisión hasta CAT I (ILS) se obtienen mediante el sistema satelital, por lo que la utilización de este equipo resulta menos costoso y de bajo mantenimiento operativo.

Glosario

- ADS** – (**Automated Dependant Surveillance**) – Vigilancia Automatizada Dependiente
- ADS-B** – (**Automatic Dependant Surveillance Broadcast**) –
Emisión de Vigilancia Automatizada Dependiente
- AVP** – (**Approach with Vertical Guidance**) – Aproximación con guiado vertical.
- AOR-W** – (**Atlantic Ocean Region-West**) – Satélite de la Región del Pacífico Oeste.
- AOR-E** – (**Atlantic Ocean Region-East**) – Satélite de la Región del Pacífico Este.
- ARTCC** – (**Air Route Traffic Control Center**) – Centro de control de tráfico aéreo en ruta, situados en Atlanta, Georgia y Los Angeles, California.
- A/S (Anti Spoofing)** – Sistema de defensa para el bloqueo de usuarios no militares.
- BPSK** – (**Bi - Phase Shift Keying**) – Modulación por Desplazamiento de Fase.
- C/A Code** – (**Course Acquisition Code**) – Código de Adquisición de Curso.
- CAT I, II, III** – Aproximaciones de aterrizaje Categoría I, II, III
- CDMA** – (**Code Division Multiple Access**) – Acceso Múltiple por División de Código.
- CDTI** – (**Cockpit Display of Traffic Information**) – Despliegue de información de tráfico aéreo en panel de instrumentos.
- CFE** – Comisión Federal de Electricidad
- CNS/ATM** – (**Communications, Navigation, Surveillance / Air Traffic Management**).
Gestión del Tránsito Aéreo, Comunicaciones, Navegación y Vigilancia.
- CRC** – (**Cyclic Redundant Checking**) – Revisión cíclica redundante.
- CTA** – Controlador de Tránsito Aéreo.
- CWAAS** – (**Canadian WAAS**) – WAAS Canadiense
- DCP** – (**Data Collector Processor**) – Procesador colector de datos.
- D.G.A.C.** – Dirección General de Aeronáutica Civil.
- DGPS** – (**Differential GPS**) - GPS Diferencial
- DME** – (**Distance-Measuring Equipment**) – Equipo Medidor de Distancia
- DOT** – (**Department of Transportation**) – Departamento de Transporte de E.U.A.
- DS0** – (**Digital Signal 0**) – Estándar de señalización digital de 64 Kbits/s, correspondiente a la capacidad de un canal equivalente de frecuencia de voz.
- ECEF** – (**Earth-Centered Earth-Fixed**) – Centrado y referenciado con respecto a Tierra.
- EMI** – (**Electromagnetic Interference**) – interferencia electromagnética
- EGNOS** – (**Euro-Geostationary Navigation Overlay System**) – Sistema Europeo de Navegación y Monitoreo Geoestacionario.
- FAA** – (**Federal Aviation Administration**) – Administración Federal de Aviación de E.U.A.
- FANS** – (**Future Air Navigation Systems**) – Sistemas de navegación aérea del futuro.

FDMA – (Frequency Division Multiple Access) – Acceso Múltiple por División de Frecuencia.

FMS – (Flight Management System) – Sistema de Gestión de Vuelo.

GBAS – (Ground Based Augmentation System) – Sistema de Aumentación Terrestre.

GDOP – (Geometrical Dilution of Precision) – Dilución Geométrica de la Precisión

GEO – (Geostationary Earth Orbit) – Satélite de órbita geoestacionaria.

GEO CRW – (GEO Central Region West) – GEO de la Región Central Oeste.

GES – (Ground Earth Station) – Estación Terrena

GIVE – (Grid Ionospheric Vertical Error) – Error Vertical de Rejilla Ionosférica.

GIOVE A – B – (Galileo In-Orbit Validation Element) – Elemento de validación en órbita

GLS – (GPS Landing System) – Sistema de aterrizaje mediante GPS.

GLONASS – (Global Navigational Satellite System) – Sistema global de navegación por satélite.

GNSS – (Global Navigation Satellite System) – Sistema de navegación satelital global

GNSS GLS – (GNSS-GPS Landing System) – Sistema de aterrizaje por GPS - Global Navigation Satellite System

GPS – (Global Positioning System) – Sistema de Posicionamiento Global

GS – (Glide Slope) – Pendiente de Planeo

GUS – (Ground Uplink Subsystem) – Subsistema terrestre de enlace

GUS – (GEO Uplink Subsystem) – Subsistema de enlace Geoestacionario

HAL – (Horizontal Alert Limit) – Límite de Alerta Horizontal

HDOP – (Horizontal Dilution of Precision) – Dilución Geométrica Horizontal.

HMI – (Hazardously Misleading Information) – Información mal intencionada.

HOW – (Hand Over Word) – Palabra de transferencia.

HPE – (Horizontal Position Errors) – Errores de posición horizontal

HPL – (Horizontal Protection Level) – Nivel de protección horizontal

IAS – (Indicator of Air Speed) – Indicador de Velocidad en el aire.

IFR – (Instrument Flight Rules) – Reglas de Vuelo por Instrumentos.

IGP – (Ionospheric Grid Points) – Malla de puntos ionosféricos.

ILS – (Instrument Landing System) – Sistema de Aterrizaje por Instrumentos.

INMARSAT – (International Maritime Satellite Service) – Servicio satelital marítimo internacional.

IOD – (Issuance of Data) – Emisión de datos

IODI – (Issuance of Ionospheric Data) – Emisión de Datos de la Máscara Ionosférica

IOR – (Indian Ocean Region) – Región Oceánica de la India.

IPP – (Ionospheric Pierce Point) – Puntos de Ruptura Ionosférica.

LAAS – (Local Area Augmentation System) – Sistema de Aumentación de Área Local.

LAN – (Local Area Network) – Red de área local

LNAV – (Lateral Navigation) – Navegación Lateral.

LGF – (LAAS Ground Facility) – Infraestructura Terrestre para el sistema LAAS.

LPV – (Linear Parameter-Varying Approach) – Aproximación Lineal por Variación de Parámetros.

LTP – (Lateral Touch Point) – Punto de Contacto Lateral

MLS – (Microwave Landing System) – Sistema de Aterrizaje vía Microonda.

MMD – Abreviatura para el aeropuerto de Mérida

MMX – Abreviatura para el aeropuerto de México

MPR – Abreviatura para el aeropuerto de Puerto Vallarta

MSD – Abreviatura para el aeropuerto de San José del Cabo

MZT – Abreviatura para el aeropuerto de Mazatlán

MTP – Abreviatura para el aeropuerto de Tapachula

MMR – (Multi Mode Receiver) – Receptor Multi-Modo

MSAS – (Multifunctional Satellite Augmentation System) – Sistema Multifuncional de Aumentación Satelital

NAVSTAR – (Navigation Satellite Tracking and Ranging) – Rastreo y Seguimiento Satelital para la Navegación.

NDB – (Non Directional Beacon) – Radiofaro No Direccional

NMEA – (National Marine Electronics Association) – Asociación Nacional de Electrónica para la Marina.

NOCC – (National Operations Control Center) – Centro Nacional de Operaciones y Control.

NPA – (Non Precision Approach) – Aproximación de no precisión.

NSTB – (National Satellite Testbed) – Plataforma satelital de experimentación.

OACI – (Organización de Aviación Civil Internacional)

O&M – (WAAS Operations & Management Center) –
Centro de Operaciones y Mantenimiento de WAAS

PA – (Precision Approach) – Aproximación de Precisión

PDOP – (Position Dilution of Precision) – Dilución Geométrica de la Posición

POCC – (National Operations Control Center) – Centro de Operaciones y Control Pacífico.

POR – (Pacific Ocean Region) – Región del Océano Pacífico.

PPS – (Precise Positioning Service) – Servicio de Posicionamiento Preciso.

PRN – (Pseudo Random Noise) – Ruido Pseudo aleatorio

PVT – (Position, Velocity & Time) – Posición, Velocidad y Tiempo.

RAIM – (Receiver Autonomous Integrity Monitoring) –
Monitoreo de la Integridad y Autonomía del Receptor.

RDSS – (Radio Determination Satellite Service) –Servicio de Radio Detección por Satélite.

RFU – (Radio Frequency Unit) – Unidad de Radiofrecuencia

RF – (Radio Frequency) – Radiofrecuencia

RIMS – (Receiver Integrity Monitoring System) – Monitoreo de la Integridad del Sistema Receptor.

RNAV – (Area Navigation) – Navegación de Área

RTK – (Real Time Kinematic) – Cinemática de Tiempo Real.

RRC – (Range Rate Correction) – Tasa de Corrección de Distancia

RVR – (Runway Visual Range) – Rango Visual de Pista

RVSM – (Reduced Vertical Separation Minimum) – Criterio de reducción de separación vertical mínima para optimización del tráfico aéreo de 2000 a 1000 pies.

S/A – (Selective Availability) – Disponibilidad Selectiva (S/A)

SACCSA – (Sistema de Aumentación para el Caribe, Centro y Suramérica)

SBAS – (Ground Based Augmentation System) – Sistema de Aumentación Satelital.

S.C.T. – (Secretaría de Comunicaciones y Transportes)

SENEAM – (Servicios a la Navegación en el Espacio Aéreo Mexicano)

SGS-90 – (Standard Geodetic System – 1990) –Sistema Geodésico Estandarizado, 1990

SIP – (Site Implementation Plan) – Plan de implementación del sitio.

SIS – (Signal in Space) – Señal en el Espacio

SNI / INS – (Inertial Navigation System) – Sistema de Navegación inercial.

SPS – (Standard Positioning Service) – Servicio de Posicionamiento Estandarizado.

TCAS – (Traffic alert and Collision Avoidance System) –
Sistema de Anticolisión y Alerta de Tráfico Aéreo.

TCN – (Terrestrial Communications Network) – Red Terrestre de Comunicaciones.

TCP/IP – (Transmission Control Protocol / Internet Protocol) – Protocolo de Control de Transmisión / Protocolo de Internet

TCS – (Terrestrial Communications Subsystem) – Subsistema de Comunicaciones Terrestres

TDOP – (Time Dilution of Precision) – Dilución Geométrica del Tiempo.

TEC – (Total Electron Count) – número de electrones en una sección de 1m² a lo largo de la trayectoria de transmisión de la ionósfera.

TRS – (Testbed Reference Stations) – Plataforma de Estaciones de Prueba.

UDRE – **(User Differential Range Error)** – Error diferencial de distancia de usuario.

UHF – **(Ultra High Frequency)** – Ultra Alta Frecuencia

UIVE – **(User Ionospheric Vertical Error)** – Error vertical ionosférico del usuario.

UPS – **(Uninterruptible Power Supply)** – Fuente de alimentación ininterrumpible.

URA – **(User Range Accuracy)** – Estimación de los errores de distancia de usuario.

UTC – **(Universal Time Coordinated)** – Tiempo Universal Coordinado

VAL – **(Vertical Alert Limit)** – Límite de Alerta Vertical.

VDOP – **(Vertical Dilution of Precision)** – Dilución Geométrica Vertical.

VFR – **Visual Flight Rules** – Reglas de Vuelo Visual.

VHF – **(Very High Frequency)** – Muy Alta frecuencia

VDB – **(VHF Data Broadcast)** – Emisión de datos por canal de muy alta frecuencia.

VNAV – **(Vertical Navigation)** – Navegación Vertical.

VOR – **Very High Frequency Omnidirectional Range** – Radiofaro Omnidireccional de Muy Alta Frecuencia.

VPE – **(Vertical Precision Errors)** – Errores de Precisión Vertical

VPL – **(Vertical Protection Level)** – Nivel de Protección Vertical

WAAS – **Wide Area Augmentation System** – Sistema de Aumentación de Área Extensa

WAAS LNAV/VNAV – **WAAS Lateral/Vertical Navigation** – Navegación Lateral/Vertical mediante WAAS

WAAS LPV – **WAAS Linear Parameter Varying approach** – Aproximación por variación lineal de parámetros mediante WAAS.

WAN – **(Wide Area Network)** – Red de área extensa

WGS – 84 – **(World Geodetic System – 1984)** – Sistema Geodésico Mundial – 1984

WIPP – **(WAAS Integrity Performance Panel)** – Panel de Desempeño de Integridad WAAS.

WRE – **(WAAS Reference Equipment)** – **Equipamiento** de Referencia WAAS.

WRS – **(WAAS Reference Stations)** – Estaciones de Referencia de WAAS.

WMS – **(WAAS Master Station)** – Estación Maestra WAAS

WNT – **(WAAS Network Time)** – Tiempo de Red WAAS

Bibliografía

1. Adsuar, J. (1990) **Circulación Aérea**. Paraninfo, Madrid, España.
2. Bao Yen Tsui, James (2000). **Fundamentals of Global Positioning System Receivers. A Software Approach**. John Wiley & Sons, INC. USA.
3. Becerril J.M y Rodríguez M. (2000) **Sistema de Navegación Inercial basado en Giróscopos y Acelerómetros**. Tesis de Licenciatura, Facultad de Ingeniería. Universidad Nacional Autónoma de México.
4. CIAAC **Manual de Comunicaciones Aeronáuticas CAP IV** (2000). DGAC (Dirección General de Aeronáutica Civil) México. pp. 1 – 49.
5. CIAAC **Manual de Navegación Aérea Avanzada SCT** (1999). DGAC (Dirección General de Aeronáutica Civil) México pp.133-180.
6. Díaz G, J. (2000) **Proyecto WAAS en México** SENEAM, SCT. / SatNav News, FAA Satellite Navigation Product Team. Volume 13. <http://gps.faa.gov>
7. FAA & Departamento del Transporte EU. (2006) **Wide Area Augmentation System (WAAS), interactive electronic technical instruction book**. EUA.
8. FAA & Departamento del Transporte EU. (1999) **SPECIFICATION WIDE AREA AUGMENTATION SYSTEM (WAAS) 21 September .Addendum to the Wide Area Augmentation System (WAAS) Specification**
9. Farrell, Jay A. & Barth, Matthew. (1999). **The Global Positioning System & Inertial Navigation**. McGraw-Hill. USA.
10. Federal Aviation Administration (<http://gps.faa.gov>)
11. Fries, R., Watt G. and Habereeder, H. (2003) **Manual de Familiarización WAAS VOL.2 Raytheon Aircraft Systems**. EUA.
12. Fries, R.; Watt, G; Habereeder, H; 2003 **Manuales de Familiarización del sistema WAAS. Raytheon Aircraft Systems. Vols. I y II**.
13. Grewal, M; Weill, L; Andrews, A. (2001) **Global Positioning Systems, Intertial Navigation, and Integration**. John Wiley & Sons, INC. USA.
14. Guerrero-Manning D., (2002) **Aeronáutica: Arte y Ciencia de la Navegación Aérea**. Facultad de Ingeniería. Universidad Nacional Autónoma de México.
15. JEPPESEN (1998). **LATIN AMERICA HIGH/LOW ALTITUDE ENROUTE CHARTS**. Jeppesen Sanderson Inc, E.U.

16. Langley, Richard B. (1999) **Dilution of Precision**. University of New Brunswick. GPS World Magazine, USA.
17. Logsdon, Tom. (1995). **Understanding the Navstar GPS, GIS and IVHS**. Second Edition. VNR International Thomson Publishing Inc. USA.
18. Muñoz, M.A. (2002) **Navegación Visual**
<http://www.inicia.es/de/vuelo/NAV/NAV71.html>
19. NTSB/WAAS T&E Team (2007) **WAAS PERFORMANCE ANALYSIS REPORT #20**: Jan 1ST to March 31, FAA/William J. Hughes Technical Center, Atlantic City International Airport, NJ.
20. NTSB/WAAS T&E Team (2007) **Wide area augmentation system performance analysis report #20**. FAA/William J. Hughes Technical Center and NTSB/WAAS T&E Team Atlantic City International Airport, NJ 08405
21. Organización de Aviación Civil Internacional (2005) **Second Meeting of North American, Central American and Caribbean Directors of Civil Aviation (NACC/DCA/2)** North American, Central American and Caribbean Office. Tegucigalpa, Honduras, 11 – 14 October 2005
22. Orrnand, D. (2000) **Raytheon WAAS Program Office**. Director of Operations, Fullerton, CA.
23. Peralta-Higuera, A. (2008) **Entrevista**. Asesor de Impacto Ambiental en los proyectos de Texcoco y Tizayuca para el nuevo AICM. Instituto de Geografía, UNAM.
aperalta@igg.unam.mx
24. Powell, J. (1984) **Radio sistemas del Avión**. Paraninfo, Madrid, España.
25. ¹Prado-Molina J., ²Ramírez-Suárez F., ¹Guerrero-Manning D. y ¹Peralta-Higuera A., (2007) **NAVEGACIÓN SATELITAL EN AERONAVES COMERCIALES Y SU IMPLEMENTACIÓN EN MÉXICO**. CONGRESO SOMI XXII. UANL, MTY. ¹Instituto de Geografía, Universidad Nacional Autónoma de México. Circuito exterior S/N Ciudad Universitaria, Coyoacán 04510 D.F. jprado@igg.unam.mx ²Dirección de Ingeniería, Oficina de Radio ayudas. SENEAM-SCT. framisua@sct.gob.mx
26. Ramírez S, F. (2004) Líder de Proyecto WAAS. **Navegación Satelital en México (WAAS). Informe Interno**. Dirección de Ingeniería, Oficina de Radio ayudas. SENEAM, SCT 40 pp.
27. Ramírez, S.F. (2007) **Curso Avanzado sobre GNSS. Proyecto Regional de Cooperación Técnica RLA/03/902 – Solución de Aumentación para Caribe, Centro y Suramérica (SACCSA)**. Organización de Aviación Civil Internacional. **Experiencias de México en la Implantación de estaciones SBAS (WAAS) del GNSS**. SENEAM. Ciudad de México, México D.F. <http://www.rlasacsa.com>

28. Schreiber et. al. (1998) **Navigational Checking using 3D maps: The influence of elevation angle, azimuth; foreshortening**". Human Factors and Ergonomic Society. <http://proquest.umi.com/pqdweb/air>
29. SENEAM **Mantenimiento en sistemas de Radio ayudas VOR 585 B.** (1995) Unidad de Capacitación, Servicios a la Navegación en el Espacio Aéreo Mexicano. México.
30. SENEAM (2006). **Resultados de prueba de funcionamiento WRS-MSD.** San José del Cabo, Baja California Sur. 27/IX/2006.
31. Tetley, L & Calcutt, D. (2001) **Electronic Navigation Systems** 3rd Edition. Butterworth Heinemann.
32. Todd Walter, Per Enge and Bruce DeCleene **Integrity Lessons from the WAAS Integrity Performance Panel (WIPP).** Stanford University y FAA

Enlaces a Internet

33. <http://www.corpac.gob.pe/publica/gnss/gnss.htm>
34. <http://www.upv.es/satelite/trabajos/pracGrupo13/gnssabou.htm>
35. http://www.esa.int/SPECIALS/Galileo_Launch/SEM4OD8A9HE_0.html
36. http://www.esa.int/esaCP/SEMPU0NZCIE_Spain_0.html
37. http://www.esa.int/SPECIALS/Galileo_Launch/SEM4OD8A9HE_0.html
38. www.esa.int/SPECIALS/Galileo_Launch/SEM4OD8A9HE_0.html
39. <http://www.gpsinformation.org/dale/nmea.htm>
40. http://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/laas/
41. http://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/laas/howitworks/
42. http://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/waas/
43. http://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/waas/howitworks/
44. http://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/waas/benefits/