



Universidad de Murcia

Departamento de Ingeniería de la Información y las Comunicaciones

Un Sistema de Navegación  
de Alta Integridad  
para Vehículos en Entornos Desfavorables

*Rafael Toledo Moreo*

2005





## Universidad de Murcia

D. Antonio Fernando Gómez Skarmeta, Profesor Titular de Universidad del Área de Ingeniería Telemática en el Departamento de Ingeniería de la Información y las Comunicaciones de la Universidad de Murcia, y Miguel Ángel Zamora Izquierdo, profesor Asociado a Tiempo Completo del Área de Tecnología Electrónica en el Departamento de Ingeniería de la Información y las Comunicaciones de la Universidad de Murcia,

AUTORIZAN:

La presentación de la Tesis Doctoral titulada « Un Sistema de Navegación de Alta Integridad para Vehículos en Entornos Desfavorables », realizada por D. Rafael Toledo Moreo, bajo nuestra inmediata dirección y supervisión, en el Departamento de Ingeniería de la Información y las Comunicaciones de la Universidad de Murcia, y que presenta para la obtención del grado de Doctor por la Universidad de Murcia.

En Murcia, a 22 de noviembre de 2005.





## Universidad de Murcia

D. Antonio Fernando Gómez Skarmeta, Profesor Titular de Universidad del Área de Ingeniería Telemática y Director del Departamento de Ingeniería de la Información y las Comunicaciones de la Universidad de Murcia

INFORMA:

Que la Tesis Doctoral titulada « Un Sistema de Navegación de Alta Integridad para Vehículos en Entornos Desfavorables », ha sido realizada por D. Rafael Toledo Moreo, bajo la inmediata dirección y supervisión de D. Antonio Fernando Gómez Skarmeta y D. Miguel Ángel Zamora Izquierdo, y que el Departamento ha dado su conformidad para que sea presentada ante la Comisión de Doctorado.

En Murcia, a 22 de noviembre de 2005.



# Resumen

Los sistemas de transporte suponen hoy en día una pieza clave en nuestra sociedad. Para entender su importancia bastaría con pensar en qué aspectos de nuestra vida cotidiana no están presentes. Por este motivo, la Comisión Europea considera la investigación en los Sistemas Inteligentes de Transporte una pieza estructural para el desarrollo de la sociedad europea. En el marco de los Sistemas Inteligentes de Transporte, la tesis doctoral “Un Sistema de Navegación de Alta Integridad para Vehículos en Entornos Desfavorables”, presenta una solución a las carencias de los actuales sistemas de navegación. Gracias a la integración de medidas procedentes de diferentes sensores y mapas, un sistema de navegación como el prototipo desarrollado en esta tesis es capaz de ofrecer una respuesta fiable y continua para aplicaciones impensables hasta hace poco tiempo. Para ello, este prototipo fusiona información cartográfica, posicionamiento por satélite y sensores de asistencia al posicionamiento, siendo capaz de mantener una señal de alta calidad de forma continua y a un coste reducido. Algunas aplicaciones que se podrían beneficiar de estas mejoras son las dedicadas a aumentar la seguridad en la conducción, tales como los sistemas inteligentes de alerta en carretera o llamadas de emergencia automática, o aplicaciones dedicadas a aumentar los servicios en carretera y el confort del conductor, como los sistemas de control de flotas, sistemas automáticos de peaje o sistemas inteligentes de asistencia en ruta.

La mejora de las tecnologías en el proceso de fabricación de los sensores empleados y la aparición de mejores técnicas para la fusión y aprovechamiento de los datos recogidos por los mismos, como las presentadas en esta tesis, permitirán el acceso a los sistemas de navegación de alta calidad a millones de usuarios en todo el mundo. Los resultados obtenidos hasta la fecha y la tendencia actual en este campo de investigación auguran un futuro muy prometedor a los sistemas de navegación.

Algunas de las ventajas que el sistema de navegación desarrollado presenta son:

- **Sinergismo de los diferentes sistemas sensores.** Los sistemas GNSS (*Global Navigation Satellite Systems*) ofrecen una solución al problema del posicionamiento de vehículos con una cota de error constante a muy bajo coste. Sin embargo, las posibles pérdidas de la señal de los satélites (entornos urbanos, túneles, bosques, etc.) y la elevada cota de error limitan su empleo en algunas aplicaciones. La combinación de receptores GPS (*Global Positioning System*), con sistemas de aumentación de prestaciones y sensores autónomos (tales como odometría o sensores inerciales) proporciona cotas de error menores y una mejor respuesta en frecuencia del sistema de localización.
- **Mayor integridad en la respuesta del filtrado.** Integrandos diferentes equipos

---

sensores en un mismo sistema de navegación, la probabilidad de fallo del sistema disminuirá notablemente, pudiendo además detectar y corregir falsas medidas gracias a la información redundante.

- **Reducción de costes.** Una arquitectura de fusión multisensorial ofrece una solución de mayor precisión que la que ofrecerían los equipos sensoriales por separado, permitiendo reducir el coste de adquisición de los mismos sin pérdida de calidad en la respuesta del sistema.
- **Aumento del número de aplicaciones.** Un sistema integrado de fusión sensorial puede ser aplicable en situaciones en las que cada equipo sensor por separado fracasaría.

El equipamiento del vehículo de pruebas incluirá un receptor GNSS capaz de interpretar las tramas de corrección SBAS (*Satellite Based Augmentation System*), un sistema odométrico y sensores inerciales. El coste de adquisición de un receptor GNSS es reducido. Como sistema odométrico emplearemos los captosres del sistema de frenado ABS del propio vehículo. Una unidad de medidas inerciales de bajo coste, si bien aumenta el precio del sistema de navegación, proporciona mayor integridad en su respuesta. La utilización de un compás electrónico de bajo coste permite inicializar y reforzar la medida de la orientación del vehículo. La incorporación de un sistema de mapa de carreteras GIS (*Geographic Information System*) permite emplear balizas y referencias terrestres que completen la información recibida. El empleo de esta información conlleva una importante reducción del precio de los sensores, al no requerir una precisión muy elevada ya que las posibles trayectorias de los vehículos se limitan considerablemente. El empleo de las técnicas apropiadas de fusión de la información procedente de fuentes de naturaleza tan diferente permite ofrecer alta integridad a bajo coste, ofreciendo una solución al problema del posicionamiento de vehículos para gran cantidad de aplicaciones.

# Agradecimientos

*Es hora de hacer repaso mental desde hace unos tres años que empecé con la tesis. Durante este tiempo he tenido ocasión de encontrarme con mucha gente que me ayudó, tanto en lo profesional como en lo personal, así que permitidme que me extienda, no tanto como ellos se merecen.*

*En primer lugar, mi más sincero agradecimiento a mis directores, Antonio Skarmeta y Miguel Ángel Zamora, y a Benito Úbeda, por iniciarme y guiarme en los Sistemas Inteligentes de Transporte. Muchas de las ideas que aquí se presentan, en realidad son vuestras, y sin vuestra experiencia nunca habría sido posible ni empezar esta tesis.*

*En segundo lugar quería agradecerles a la Fundación Séneca, el Ministerio de Fomento, el de Ciencia y Tecnología, la Comunidad Autónoma de la Región de Murcia, la Agencia Espacial Europea y todos aquellos que me han permitido mediante su apoyo y financiación investigar en este campo, su confianza en el grupo y en mi. Permitidme que haga una mención especial en este apartado a Viviane Barelli, que me facilitó mucho la vida con su buen trabajo y dedicación desde la Fundación Séneca.*

*Mis agradecimientos van también para mis compañeros de la facultad de informática, todo el grupo de ANTS, y especialmente mis supercompañeros de la Nave. Juanpe, David, Diego, Lucas y todos a los que martiricé con mis preguntas sobre programación, linux o lo que fuera. Ángel que me ensañaba buenos trucos y últimamente los chicos Dracotic y sus pinchos. Aunque ha sido Cristina quien durante este último año más me ha soportado.*

*No puedo dejar la Universidad de Murcia sin agradecerle su ayuda a Humberto, que aunque siempre me ha dado trabajo extra, también me ha ofrecido cosas interesantes y me ha aconsejado inteligentemente y gratis.*

*A mis compañeros de departamento de la Universidad Politécnica de Cartagena,*

---

que desde el principio me acogieron como uno más y respetaron mis ideas y trabajo.

Y ahora me paso al inglés, que hay mucha gente a la que debo dar las gracias en la lengua de Shakespeare.

Thank you very much to all the polish crew, specially to Dr. Krzysztof Juszczyszyn, Pr. Adam Grzech and Pr. Jerzy Swiątek. Without your help and support my personal polish adventure wouldn't have been possible. My very special thanks to Edyta, who makes my life much easier in Poland (and not only with her splendid polish lessons). Dziękuję bardzo.

Thank you very much to all the researchers who shared with me and the Intelligent Systems Research Group of the University of Murcia their knowledge and experiences. Also because of them, now it's possible to me to present this work.

*A mis padres. Habéis trabajado duro durante toda vuestra vida, y sin vuestro apoyo y comprensión nunca hubiera sido posible realizar esta carrera. Siempre habéis respetado mis decisiones aunque no hayamos estado de acuerdo y alguna vez os haya costado entenderlas. Francamente, no os cambiaba por ningunos otros. Y escrito queda pues, que si digo alguna vez algo que me contradiga siempre podemos venir aquí y leerlo para hacer las paces.*

*Por supuesto a mis hermanos Javier y Ana que habiendo estudiado la misma carrera y habiéndose dedicado a lo mismo que yo - pero antes - algo de culpa tendrán del camino que elegí y que tanto me gusta. Además siempre me ayudaron, incluso cuando no se lo pedí.*

*A mis Grandes Amigos, con los que he podido compartir grandes momentos, y que si bien no me han dado muchos consejos en el mundo de los sistemas inteligentes de transporte, siempre han estado ahí para escucharme y divertirme cuando más negro veía el futuro.*

*Finalmente, quería dedicar esta tesis a mi novia, compañera, amiga, socióloga, profesora y tantas otras cosas que por mucho que se sumaran nunca serían capaces de describirla. Olu, tú me has hecho ver muy claro lo que quiero y nadie como tú me apoyó y animó en mi trabajo. GRACIAS en todos los colores.*

*¡Hasta la vista!*

*A José y Ángeles.*





Universidad de Murcia

Departamento de Ingeniería de la Información y las Comunicaciones

Un Sistema de Navegación  
de Alta Integridad  
para Vehículos en Entornos Desfavorables

Tesis Doctoral

Realizada por:

*Rafael Toledo Moreo*

Supervisada por:

*Dr. D. Antonio Fernando Gómez Skarmeta*

*Dr. D. Miguel Ángel Zamora Izquierdo*

Murcia, noviembre de 2005



# Índice general

Índice de Figuras . . . . .	xix
Índice de Tablas . . . . .	xxv
Simbología . . . . .	xxvii
Acrónimos . . . . .	xxix
<b>Summary</b>	<b>3</b>
0.1 Introduction and Objectives . . . . .	3
0.2 State of the Art in Navigation Systems . . . . .	4
0.3 Design of a High Integrity Navigation System . . . . .	5
0.3.1 The Multisensor Data Fusion Filter . . . . .	6
0.3.2 The Hardware Architecture . . . . .	21
0.4 Trials and Results . . . . .	23
0.4.1 The GNSS/SBAS Results . . . . .	24
0.4.2 The GNSS/INS Improvements . . . . .	30
0.4.3 Integrity Monitoring . . . . .	40
0.4.4 Fraud Prevention . . . . .	43
0.5 Thesis Conclusions . . . . .	43
0.6 Papers and Conference Materials . . . . .	45
<b>1 Introducción y Objetivos</b>	<b>51</b>
1.1 Introducción . . . . .	51
1.2 Objetivos . . . . .	52
1.3 Estructura de la tesis . . . . .	53
<b>I Los Sistemas de Navegación Actuales</b>	<b>57</b>
<b>2 Introducción a los Sistemas de Navegación</b>	<b>59</b>
2.1 Introducción . . . . .	59
2.2 Estado del Arte en los Sistemas de Navegación . . . . .	60
2.2.1 Arquitecturas de Vehículos Inteligentes . . . . .	60
2.2.2 Fusión con Unidades Inercial . . . . .	61
2.2.3 Modelos del Vehículo . . . . .	62
2.3 Conclusiones . . . . .	65

<b>3</b>	<b>El Posicionamiento por Satélite</b>	<b>67</b>
3.1	Introducción a los sistemas de posicionamiento por satélite (GNSS) . . .	67
3.2	Sistemas de aumentación de prestaciones de los GNSS . . . . .	68
3.3	Errores del sistema GPS . . . . .	69
3.3.1	Errores de propagación de la Ionosfera . . . . .	69
3.3.2	Errores de propagación en la Troposfera . . . . .	72
3.3.3	Errores multitrayecto . . . . .	73
3.3.4	Errores de posicionamiento del satélite . . . . .	74
3.3.5	Errores de los relojes de a bordo . . . . .	74
3.3.6	Errores en los relojes receptores . . . . .	75
3.3.7	Errores presupuestos . . . . .	75
3.4	Métodos de mitigación del problema multitrayecto . . . . .	76
3.4.1	Técnicas de procesamiento espacial . . . . .	77
3.4.2	Procesamiento en el dominio del tiempo . . . . .	78
3.4.3	Métodos de actuación en el dominio temporal . . . . .	81
3.5	Límites teóricos para la mitigación multitrayecto . . . . .	83
3.5.1	Métodos de estimación teórica . . . . .	83
3.5.2	Estimador MMSE . . . . .	85
3.5.3	Errores de modelado de multitrayecto . . . . .	85
<b>4</b>	<b>Navegación inercial</b>	<b>87</b>
4.1	Introducción a la navegación inercial . . . . .	87
4.2	Sistemas inerciales . . . . .	88
4.3	Ventajas y desventajas de un INS . . . . .	89
4.4	Implementación física . . . . .	90
4.4.1	Introducción . . . . .	90
4.5	Sensores inerciales . . . . .	90
4.5.1	Tecnologías en los Sensores . . . . .	91
4.5.2	Modelos de error comunes . . . . .	91
4.5.3	Sensores de actitud . . . . .	93
4.5.4	Sensores de aceleración . . . . .	103
4.6	Coordenadas de navegación . . . . .	107
4.7	Implementaciones de sistemas . . . . .	108
4.7.1	Navegación inercial en una dimensión . . . . .	108
4.7.2	Navegación Inercial en Tres Dimensiones . . . . .	112
4.7.3	Sistemas INS <i>strapdown</i> . . . . .	113
4.7.4	Inicialización y alineación . . . . .	114
4.7.5	Modelos de la Tierra . . . . .	116
4.7.6	Implementaciones de los sistemas gimbal . . . . .	117
4.7.7	Implementaciones de sistemas strapdown . . . . .	119
4.8	Modelos de error a nivel de sistema . . . . .	119
4.8.1	Fuentes de error . . . . .	120
4.8.2	Propagación del error de navegación . . . . .	121
4.8.3	Propagación del error del sensor . . . . .	123

<b>5</b>	<b>Análisis de Arquitecturas y Algoritmos de Integración Multisensorial</b>	<b>127</b>
5.1	Ventajas de los sistemas de integración GPS/INS . . . . .	127
5.2	Arquitecturas de integración GPS/INS . . . . .	127
5.2.1	Integración débilmente acoplada GPS/INS . . . . .	128
5.2.2	Integración fuertemente acoplada GPS/INS . . . . .	131
5.3	Algoritmos de fusión de datos . . . . .	139
5.3.1	El Filtro de Kalman . . . . .	139
5.3.2	Filtro Extendido Iterado de Kalman . . . . .	139
5.3.3	El Filtro de Información . . . . .	140
5.3.4	El Filtro Extendido de Información . . . . .	142
5.3.5	Filtro de Intersección de Covarianzas . . . . .	142
5.3.6	Filtro de Asociación de Datos Probabilísticos . . . . .	145
5.3.7	Filtro Interactivo Multimodelo . . . . .	147
5.4	Conclusiones . . . . .	148
 <b>II Diseño del Sistema de Navegación</b>		 <b>151</b>
<b>6</b>	<b>Diseño de la Solución Propuesta</b>	<b>153</b>
6.1	Presentación de la Solución Propuesta . . . . .	153
6.1.1	Problemática en los Sistemas de Navegación por Carretera . . .	155
6.1.2	El Sistema de Posicionamiento . . . . .	155
6.2	Los Modelos en el Vehículo . . . . .	157
6.2.1	El Modelo Cinemático del Vehículo . . . . .	157
6.2.2	El Modelo Odométrico . . . . .	159
6.2.3	El Modelo Inercial . . . . .	163
6.3	La Fusión Sensorial . . . . .	174
6.3.1	Introducción . . . . .	174
6.3.2	Implementación del Filtro Extendido de Kalman . . . . .	180
6.3.3	El Filtrado Interactivo Multimodelo . . . . .	193
6.4	Descripción del Sistema Hardware . . . . .	198
6.4.1	Arquitectura de la Unidad de a bordo (OBU) . . . . .	198
6.4.2	Los Equipos Sensores . . . . .	202
<b>7</b>	<b>Pruebas Realizadas</b>	<b>209</b>
7.1	Pruebas GNSS y GNSS/SBAS . . . . .	210
7.1.1	Conclusiones . . . . .	229
7.2	Pruebas GNSS/INS . . . . .	229
7.2.1	Pruebas en Circuito Cerrado . . . . .	229
7.2.2	Pruebas en Entornos Abiertos . . . . .	246
7.2.3	Pruebas en Entornos Urbanos . . . . .	249
7.2.4	Pruebas con Maniobras Bruscas. El Filtro IMM . . . . .	253
7.2.5	Monitorización de Integridad GNSS/INS . . . . .	258
7.2.6	Prevención del Fraude . . . . .	263

## ÍNDICE GENERAL

---

<b>8 Conclusiones y Trabajos Futuros</b>	<b>265</b>
8.1 Conclusiones . . . . .	265
8.2 Trabajos Futuros . . . . .	269
<b>A Manual de Usuario de la Aplicación AVANT</b>	<b>271</b>
A.1 Introducción . . . . .	271
A.2 Menús de la aplicación . . . . .	273
A.3 Modo percepción ( <i>Perception</i> ) . . . . .	284
A.4 Modo simulación ( <i>Simulation</i> ) . . . . .	284
A.5 Modo visualizador de trayectorias ( <i>Visualization</i> ) . . . . .	285
<b>B Aplicación a los Sistemas de Peaje Electrónico</b>	<b>287</b>
B.1 Introducción a los Sistemas de Peaje Electrónico . . . . .	287
B.2 Pruebas de un Sistema de Peaje Electrónico basado en GNSS/CN-GIS	289
B.3 Una Aplicación Piloto para un Sistema de <i>Road Pricing</i> . . . . .	294
B.4 Integración con Medidas Inerciales . . . . .	296
<b>Bibliografía</b>	<b>299</b>

# Índice de figuras

1	Kinematical model nomenclature. . . . .	8
2	Schema of the process to obtain the inertial observations from the raw measurements. . . . .	10
3	Body frame, Navigation frame and IMU accelerations. . . . .	11
4	Accelerations in the vehicle model. . . . .	13
5	Extended Kalman Filter schema. . . . .	15
6	IMM flowchart. . . . .	17
7	The SatAnt vehicle. . . . .	22
8	OBU hardware architecture. . . . .	23
9	HDOP values achieved by the Thales GG24 sensor in a built-up area. . . . .	25
10	HDOP values achieved by the Thales GG24 sensor in a wide open environment. . . . .	25
11	Trajectory and HDOP value obtained by the Thales GG24 sensor on a highway path. . . . .	26
12	Signal unavailability obtained by the Thales GG24 sensor on a highway path. . . . .	26
13	Semiurban trajectory performed by the Novatel OEM-3 sensor. . . . .	27
14	Semiurban trajectory performed by the Novatel OEM-3 sensor: EGNOS-SISNeT detail. . . . .	28
15	Semiurban trajectory performed by the Novatel OEM-3 sensor: spurious detail. . . . .	29
16	Semiurban trajectory performed by the Novatel OEM-3 sensor: coverage failures. . . . .	29
17	Trajectory along the Campus of Espinardo by using dead reckoning, and EKF without validation phase. . . . .	31
18	Trajectory along the Campus of Espinardo by using dead reckoning, and EKF with validation phase. . . . .	32
19	GNSS long time outage. . . . .	34
20	Trajectory Espinardo–A7–Autovía del Noroeste–N301 presented in the AVANT application. . . . .	35
21	Urban test area. . . . .	36
22	Abrupt maneuver test. . . . .	38
23	IMM test variables. . . . .	39
24	HPL <sub>SBAS</sub> values during a city trajectory. . . . .	40
25	Coverage, HTL values and GPS UTM coordinates. . . . .	42

## ÍNDICE DE FIGURAS

3.1	Nube de puntos de un receptor GPS con EGNOS entorno de un punto de referencia, en coordenadas UTM. . . . .	70
3.2	Histograma de error en metros, distancia en posición horizontal y vertical.	70
3.3	Presupuestos UERE GPS. . . . .	76
3.4	Efecto del multitrayecto en la función de correlación cruzada del código C/A. . . . .	80
3.5	Error multitrayecto reducido con un ancho de banda de precorrelación mayor. . . . .	81
3.6	Mitigación del multitrayecto mediante forma de onda de código de referencia. . . . .	82
3.7	Actuación de varias aproximaciones de mitigación de multitrayecto. . .	84
3.8	Error multitrayecto de fase residual empleando el algoritmo MMT. . . .	84
4.1	$x$ , $y$ y $z$ representan la estructura del cuerpo del vehículo tal y como lo ve la unidad inercial. $\dot{\theta}$ , $\dot{\beta}$ y $\dot{\gamma}$ representan las velocidades de rotación <i>roll</i> , <i>pitch</i> y <i>yaw</i> sobre estos ejes. . . . .	88
4.2	Tipos de error entrada/salida comunes. . . . .	92
4.3	Direcciones de los errores de conjunto del sensor modelados. . . . .	93
4.4	Giróscopo de efecto Coriolis giratorio. . . . .	96
4.5	Giróscopo de torsión resonante. . . . .	97
4.6	Modos de vibración del giróscopo <i>tuning fork</i> . . . . .	98
4.7	Componentes ópticos básicos de los giróscopos láser. . . . .	98
4.8	Precesión debida a masa desequilibrada. . . . .	103
4.9	Acelerómetros de eje sencillo. . . . .	103
4.10	Acelerómetro <i>drag cup</i> . . . . .	105
4.11	Acelerómetro de cables vibratorios de ejes sencillos. . . . .	105
4.12	Coordenadas ECI y ECEF. . . . .	108
4.13	Coordenadas de satélites orbitales. . . . .	109
4.14	Latitudes geocéntricas, paramétricas y geodésicas en el plano meridional.	109
4.15	Coordenadas ENU. . . . .	110
4.16	<i>alpha wander</i> . . . . .	110
4.17	Ejes <i>roll-pitch-yaw</i> . . . . .	110
4.18	Implementación de un INS funcional para un mundo unidimensional. .	111
4.19	Unidades de medida inerciales. . . . .	113
4.20	Salidas (entre paréntesis) de un sistema INS <i>strapdown</i> . . . . .	114
4.21	Oscilación Schuler del error de posición. . . . .	122
4.22	Errores en la aceleración debidos a los tilts. . . . .	125
5.1	GPS-Asistida por INS Strapdown. . . . .	129
5.2	Arquitectura de integración GPS/automóvil. . . . .	129
5.3	Interpretación Geométrica de un Filtro de Intersección de Covarianzas.	144
5.4	Esquema de validación del algoritmo PDAF. . . . .	146
5.5	Esquema simplificado del filtro IMM. . . . .	148
6.1	Lecturas de voltios - frecuencia de los captores. . . . .	160
6.2	Conversión m/s- frecuencia en los captores. . . . .	161

## ÍNDICE DE FIGURAS

6.3	Nomenclatura del modelo cinemático. . . . .	162
6.4	Geometría del modelo cinemático del vehículo. . . . .	163
6.5	Esquema del proceso realizado en las medidas inerciales para la obtención de las variables de observación del filtro. . . . .	164
6.6	Medidas de las aceleraciones en $m/s^2$ . en los ejes $x$ (a) e $y$ (b) a lo largo de 2 horas. . . . .	165
6.7	Aceleración ( $m/s^2$ .) en el eje $x$ a lo largo de 2 horas y modelo de compensación del error desarrollado. . . . .	166
6.8	Medidas de las velocidades de giro en los ejes $x$ (a) y $z$ (b). . . . .	167
6.9	Posición (m.), velocidad (m/s.) y aceleración ( $m/s^2$ .) en el eje $x$ en 60 segundos, en el caso en el que no se aplicó ningún modelo de error. . . . .	168
6.10	Posición (m.), velocidad (m/s.) y aceleración ( $m/s^2$ .) en el eje $x$ en 60 segundos, en el caso en el se aplicó el modelo de error presentado. . . . .	169
6.11	Sistemas Coordenados Local y Global para la Unidad Inercial. . . . .	170
6.12	Aceleraciones en el modelo del vehículo. . . . .	173
6.13	Esquema del filtro de Kalman. . . . .	177
6.14	Esquema del filtro de Kalman extendido. . . . .	178
6.15	Ciclo básico de localización con un filtro de Kalman. . . . .	179
6.16	Arquitectura de integración del filtro EKF implementado. . . . .	180
6.17	Ejemplo comparativo del reloj de una CPU más lenta y uno de los relojes de los sensores. . . . .	182
6.18	Ejemplo comparativo del reloj de una CPU más rápida y uno de los relojes de los sensores. . . . .	182
6.19	Flujograma que representa el ciclo básico de ejecución del filtro. . . . .	184
6.20	Esquema del filtro IMM. . . . .	194
6.21	Vehículo SanAnt. . . . .	198
6.22	Primera versión de la arquitectura hardware. . . . .	199
6.23	Segunda versión de la arquitectura hardware. . . . .	200
6.24	Diagrama de conexiones del OBU. . . . .	201
6.25	Sensor ThalesGG24. . . . .	202
6.26	Sensor ThalesDG16. . . . .	203
6.27	Sensor Trimble GEOXT. . . . .	203
6.28	Las dos Unidades de Medidas Inerciales empleadas. Unidad inercial VG400CC de <i>Crossbow Technologies</i> (a). Unidad inercial MT9B de <i>Xsens</i> (b). . . . .	204
6.29	Captorees odométricos. . . . .	206
6.30	Diagrama de conexiones del Sistema Odométrico. . . . .	207
6.31	Placa para la captura de las medidas odométricas. . . . .	207
6.32	El compás electrónico TCM2-50 de <i>Precision Navigation</i> . . . . .	208
7.1	Detalles de una trayectoria urbana con el sensor Thales GG24. La figura a) muestra una típica situación en una ciudad donde la cobertura GNSS se pierde totalmente a lo largo de las calles. La figura b) muestra el parámetro HDOP obtenido durante la trayectoria. Este valor aumenta en entornos especialmente adversos. . . . .	212

## ÍNDICE DE FIGURAS

7.2	Valor de HDOP en un entorno urbano empleando un sensor Thales GG24.	213
7.3	Valor de HDOP en autovía empleando un sensor Thales GG24. . . . .	213
7.4	Trayecto con el Thales GG24. Gráfica 1. . . . .	214
7.5	Trayecto con el Thales GG24. Gráfica 2. . . . .	215
7.6	Trayecto con el Thales GG24. Gráfica 3. . . . .	216
7.7	Trayecto con el Thales GG24. Gráfica 4. . . . .	217
7.8	Trayecto con el Thales GG24. Gráfica 5. . . . .	218
7.9	Trayecto con el Thales GG24. Gráfica 6 . . . . .	219
7.10	Representación de la trayectoria de pruebas realizadas mediante el sensor Novatel Millenium OEM-3. La figura a) muestra la trayectoria completa. En b) podemos observar con más detalle las correcciones EGNOS y SISNeT. . . . .	221
7.11	Prueba realizada mediante el sensor Novatel Millenium OEM-3. La figura a) muestra (detalle de la figura 7.10), muestra pérdidas de señal y medidas falsas. En b) observamos la pérdida total de señal al atravesar un túnel. . . . .	222
7.12	Trayecto Murcia-Águilas. . . . .	224
7.13	Trayecto Murcia-Águilas. Detalle 1. . . . .	225
7.14	Trayecto Murcia-Águilas. Detalle 2. . . . .	226
7.15	Trayecto Murcia-Águilas. Detalle 3. . . . .	227
7.16	Trayecto recogido mediante el GPS/SBAS Meridian Platinum Magellan.	228
7.17	Campus de Espinardo de la Universidad de Murcia (imagen obtenida mediante GoogleEarth ©). . . . .	230
7.18	Trayectoria realizada en el campus de Espinardo. . . . .	231
7.19	Posiciones espurias de los GNSS. . . . .	233
7.20	Trayectoria realizada en el campus de Espinardo. Solución mediante <i>Dead Reckoning</i> y filtrado EKF sin fase de validación . . . . .	234
7.21	Detalle de la trayectoria con <i>Dead Reckoning</i> y filtrado EKF sin fase de validación. . . . .	234
7.22	Trayectoria realizada en el campus de Espinardo. Solución mediante <i>Dead Reckoning</i> y filtrado EKF con validación. . . . .	235
7.23	Detalle de la trayectoria con <i>Dead Reckoning</i> y filtrado EKF con validación. . . . .	235
7.24	Pérdida de señal GNSS. . . . .	237
7.25	Aceleraciones en el sistema de referencia local. . . . .	238
7.26	Aceleraciones en el sistema de referencia global. Estos valores se obtienen tras la transformación de coordenadas al sistema global de referencia y la aplicación del modelo gravitacional. . . . .	239
7.27	Actitud del vehículo durante el recorrido. Los valores de <i>roll</i> , <i>pitch</i> y <i>yaw</i> ( <i>theta</i> en la gráfica) son obtenidos mediante la integración de las medidas de velocidad de giro en cada eje coordenado de la unidad inercial. . . . .	240
7.28	Velocidades durante el trayecto en el sistema de referencia global, tras haber transformado las coordenadas de la velocidad en el centro de masas al sistema de referencia global. . . . .	241

## ÍNDICE DE FIGURAS

---

7.29	Velocidades en el centro de masas y en la rueda delantera izquierda durante el trayecto. En esta gráfica podemos comparar el valor medido en la rueda, muy estratificado debido a la baja resolución de los captosres ABS, con el valor de la velocidad en el centro de masas, de característica más suave debido a la acción del filtro multisensorial. . . . .	242
7.30	Innovación del valor de la posición respecto a las medidas GNSS. Podemos observar como, tras la inicialización, el valor de las variables de innovación de la posición respecto a las observaciones GNSS es reducido y poco alterado. Sin embargo, este valor se dispara en ambas coordenadas con la llegada de una medida espuria, tras las cual se perdió cobertura GNSS. Superado un determinado valor umbral, el algoritmo de Nyquist implementado rechazará estas observaciones (permaneciendo durante ese período el valor de estas variables constante), no empleándose en el proceso de integración. Las gráficas muestran su aspecto habitual cuando aparecen nuevas observaciones GNSS y sus valores son interpretados como buenos. El segundo pico que se aprecia en las gráficas se corresponde con el instante en el que se capturan nuevas medidas espurias, aunque en este caso no se llegó a perder cobertura en ningún momento. . . . .	243
7.31	Innovación del valor de la velocidad respecto a las medidas de la velocidad. En esta gráfica se aprecia claramente como en los instantes en que disponemos de señal GNSS, los valores de las velocidades en el centro de masas estimadas tanto por el sistema GNSS, como por el resto de los equipos sensores son similares. En el período de pérdida de cobertura GNSS el resto de las observaciones mantienen valores correctos en las innovaciones de velocidad. . . . .	244
7.32	Factor de calidad Nyquist de las observaciones. Como observamos, las observaciones GNSS son muy positivamente interpretadas por el algoritmo de Nyquist, hasta el momento en el que medidas espurias aparecen. Si bien el valor Nyquist asociado al resto de las observaciones presenta valores de rechazo mayores durante la mayor parte de la trayectoria, también garantiza la validación de las observaciones en caso de pérdida de cobertura GPS. . . . .	245
7.33	Pérdida de señal GNSS durante largos períodos de tiempo. . . . .	246
7.34	Imagen de la zona de la prueba en un entorno abierto (imagen obtenida mediante GoogleEarth ©). . . . .	247
7.35	Trayectoria Espinardo-A7-Autovía del Noroeste-N301. . . . .	248
7.36	Trayectoria Espinardo-A7-Autovía del Noroeste-N301 en la aplicación AVANT. . . . .	248
7.37	Imagen aérea del túnel de Alcantarilla (imagen obtenida mediante GoogleEarth ©). . . . .	249
7.38	Trayectoria interurbana-urbana recorrida en febrero de 2005 en Murcia. . . . .	250
7.39	Fotografía aérea del recorrido interurbano-urbano Campus–Murcia–Campus (imagen obtenida mediante GoogleEarth ©). . . . .	250
7.40	Núcleo urbano de la Ciudad de Murcia (imagen obtenida mediante GoogleEarth ©). . . . .	251

## ÍNDICE DE FIGURAS

7.41 Trayectoria Espinardo-Ciudad de Murcia en la aplicación AVANT. . . . .	252
7.42 Detalle del casco urbano en la trayectoria Espinardo-Ciudad de Murcia en la aplicación AVANT. . . . .	252
7.43 Test de maniobras bruscas. . . . .	254
7.44 Variables obtenidas mediante el filtrado IMM. . . . .	256
7.45 Solución multimodelo y soluciones de modelo único. . . . .	257
7.46 El parámetro $HPL_{SBAS}$ durante un trayecto urbano. . . . .	259
7.47 Trayecto realizado para la evaluación del parámetro HTL. . . . .	261
7.48 Valores de cobertura, HTL y coordenadas UTM obtenidas por el sensor GPS-EGNOS. . . . .	262
A.1 Vista principal de la aplicación AVANT. . . . .	272
A.2 Vista del menú <i>Communications</i> . . . . .	273
A.3 Vista del menú <i>Communications/Configure sensors</i> . . . . .	273
A.4 Vista del menú <i>Sensors</i> . . . . .	274
A.5 Ventanas del menú <i>Sensors</i> . a) <i>INS-Pose</i> . b) <i>GPS</i> . c) <i>Gyro</i> . . . . .	274
A.6 <i>Calibrations</i> . . . . .	275
A.7 Vista del menú <i>Map</i> . . . . .	276
A.8 Ventana del menú <i>Map/Select map</i> . . . . .	276
A.9 Ventana del menú <i>Map/Preferences</i> . . . . .	277
A.10 Ventana del menú <i>Map/UTM zone</i> . . . . .	278
A.11 Vista del menú <i>Integrity</i> . . . . .	278
A.12 Desviación de la Posición. . . . .	279
A.13 Gráfica $HPL_{SBAS}$ y HPE. . . . .	279
A.14 Gráfica de Stanford para el análisis del $HPL_{SBAS}$ en modo no preciso. . . . .	280
A.15 Valores $HPL_{SBAS}$ y cobertura GNSS. . . . .	280
A.16 Gráfica UTM. . . . .	281
A.17 Gráfica UTM completa. . . . .	282
A.18 Diagrama polar de satélites visibles. . . . .	282
A.19 Ventana de Estado de los satélites. . . . .	283
A.20 Vista del menú <i>Help</i> . . . . .	283
A.21 Vista de la aplicación en modo <i>Perception</i> . . . . .	284
A.22 Vista de la aplicación en modo <i>Simulation</i> . . . . .	284
A.23 Vista de la aplicación en modo <i>Visualization</i> . . . . .	285
B.1 Circulación por vías paralelas muy próximas. . . . .	291
B.2 Posición del vehículo mediante monitorización remota para el cálculo del coste del peaje (a) y salida y entrada del vehículo a la autovía (b) . . . . .	292
B.3 Una típica situación en la que necesitaríamos apoyo al sistema GNSS (a) (imagen obtenida mediante GoogleEarth ©). La solución INS en los casos de pérdidas de la señal GNSS (b). . . . .	297

# Índice de cuadros

1	GPS, GPS/EGNOS GEO, GPS/EGNOS SISNeT availability and estimate distance. . . . .	27
3.1	Comparación GPS y GPS con corrección ESTB. . . . .	69
4.1	Algunas tecnologías básicas de los sensores inerciales. . . . .	91
4.2	Grados de actuación para giróscopos. . . . .	94
6.1	Características del Comarth S1-50. . . . .	199
6.2	Características del VG400 de <i>Crossbow</i> . . . . .	205
6.3	Características del MT9B de <i>Xsens</i> . . . . .	205
6.4	Especificaciones del módulo TCM2-50. . . . .	208
7.1	Disponibilidad GPS, GPS/EGNOS GEO, GPS/EGNOS SISNeT, y distancia estimada. . . . .	220
B.1	Datos recogidos en el test de <i>Road Pricing</i> . . . . .	294



# Simbología

$\mathbf{a}_{Coriolis}$	vector aceleración de Coriolis
$\mathbf{b}_z$	biases de salida de los sensores
$\dot{\beta}$	<i>pitch</i> , cabeceo
$D_{correlation}$	distancia de correlación horizontal
$e$	excentricidad del modelo de referencia elipsoidal
$f(x(k), u(k))$	función de transición de estado en el instante $k$
$F(k)$	matriz de transición de estado en el instante $k$
$g$	aceleración de la gravedad
$\hat{G}$	aceleración de la gravedad modelada
$G(k)$	matriz de predicción del estado para la entrada
$\dot{\gamma}$	<i>yaw</i> , guiñada
$h$	actual altitud
$h(x(k))$	función de observación de estado en el instante $k$
$H(k)$	Matriz de observación de estado
$\mathbf{I}$	momento de inercia del grupo rotor
$\mathbf{M}$	matriz de factores de escala y desalineaciones
$\bar{\mathbf{M}}$	forma compensatoria de la matriz de factores de escala y desalineaciones
$M^g(k)$	Mapa global de observaciones
$\omega$	velocidad de rotación del giróscopo
$\omega_{\oplus}$	velocidad de rotación de la tierra
$\Omega$	vector velocidad de rotación inercial
$\Omega_{Schuler}$	oscilación Schuler
$P(k k)$	covarianza de la estimación del estado
$\phi$	latitud actual
$\mathbf{p}_{acc.comp}$	vector de parámetros compensatorios del acelerómetro
$\delta\mathbf{p}_{acc.comp}$	vector de errores de los parámetros de compensación
$Q(k)$	matriz de covarianzas del ruido en la planta

## SIMBOLOGÍA

---

$Q_u(k)$	matriz de covarianzas del ruido en la entrada del sistema
$R(k)$	matriz de covarianzas del ruido en la medida
$r_T$	radio transversal de curvatura
$r_M$	radio meridional de curvatura
$\rho$	distancia del acelerómetro al eje de rotación de la base
$\rho_i$	seudodistancia medida por el satélite $i$ -ésimo
$S(k)$	covarianza de innovación
$S_{nominal}$	factor de escala nominal del sensor
$\sigma$	precisión cuadrática media
$T$	período de muestreo
$\dot{\theta}$	<i>roll</i> , balanceo
$\tau_{correlation}$	tiempo de correlación
$u(k)$	entrada de control
$v(k)$	residual de la medida
$v(k)$	ruido de entrada al estado en el instante $k$
$\varepsilon$	error de localización horizontal
$w(k)$	ruido de la medida en el instante $k$
$W(k)$	Ganancia de Kalman
$\mathbf{x}(k)$	vector de estado en el instante $k$
$\hat{\mathbf{x}}(k k)$	estimación del estado
$\mathbf{z}(k)$	observaciones
$\hat{\mathbf{z}}(k+1)$	predicción de la observación

# Acrónimos

**C/A** *Coarse/Acquisition*

**ECEF** *Earth Centered Earth Fixed*

**ECI** *Earth Center Inertial*

**EGNOS** *European Geostacionary Navigation Overlay System*

**EMA** *Electro-Magnetic Accelerometer*

**ENU** *East North Up*

**EKF** *Extended Kalman Filtre*

**ESA** *European Space Agency*

**ESTB** *Egnos System Test-Bed*

**FOG** *Fiber Optic Gyroscope*

**GLONASS** *Global Navigation Satellite System*

**GNSS** *Global Navigation Satellite System*

**GPS** *Global Positioning System*

**IEKF** *Iterated Extended Kalman Filtre*

**IMU** *Inertial Measurement Unit*

**INS** *Inertial Navigation System*

**ISA** *Inertial Sensor Assembly*

**KF** *Kalman Filtre*

**LTP** *Local Tangent Plane*

**MEMS** *Micro-ElectroMechanical Systems*

## ACRÓNIMOS

---

- MEO** *Medium Earth Orbit*
- MMSE** *Minimum Mean Squared Error*
- MMT** *Multipath Mitigation Technology*
- MVUE** *Minimum Variance Unbiased Estimator*
- NED** *North East Down*
- PIGA** *Pulse Integrating Gyroscopic Accelerometer*
- PPS** *Precise Positioning Service*
- RLG** *Ring Laser Gyroscope*
- RPY** *Roll Pitch Yaw*
- SA** *Selective Availability*
- SBAS** *Satellite Based Augmentation System*
- SPS** *Standard Positioning Service*
- SV** *Space Vehicle*
- TEC** *Total Electron Count*
- UERE** *User Equivalent Range Error*
- WAAS** *Wide Area Augmentation System*
- WGS** *World Geodesic System*
- WMS** *Wide-area Master Station*



Universidad de Murcia

Departamento de Ingeniería de la Información y las Comunicaciones

Un Sistema de Navegación  
de Alta Integridad  
para Vehículos en Entornos Desfavorables

Tesis Doctoral

Realizada por:

*Rafael Toledo Moreo*

Supervisada por:

*Dr. D. Antonio Fernando Gómez Skarmeta*

*Dr. D. Miguel Ángel Zamora Izquierdo*

Murcia, noviembre de 2005





University of Murcia

Department of Information and Communication Engineering

# A High Integrity Navigation System for Vehicles in Unfriendly Environments

PhD. Thesis

Submitted by:

*Rafael Toledo Moreo*

Supervised by:

*Dr. Antonio Fernando Gómez Skarmeta*

*Dr. Miguel Ángel Zamora Izquierdo*

Murcia, Spain. November 2005



# Summary

## 0.1 Introduction and Objectives

Actual solutions for new Intelligent Transport System (ITS) applications cannot fulfill current user requirements. Road applications such as traveller information, route guidance, automatic emergency calls, freight management or advanced driver assistance require a road side equipment (RSE) capable to offer a high available accurate position with low price. Wide communication availability is essential regarding most of the Location Based Services (LBS). Specifically in applications where people security is involved, high integrity monitored positioning is absolutely required. The PhD. Thesis “A High Integrity Navigation System for Vehicles in Unfriendly Environments” presents a solution for this problem, based on a GNSS/SBAS/INS Integrated System (GNSS are Global Navigation Satellite Systems, SBAS are Satellite Based Augmentation Systems and INS are Inertial Navigation Systems).

Most of the current RSEs for land vehicles are based on a single GNSS solution. However, as shown in this work, GNSS devices cannot guarantee high integrity positioning, specially in unfriendly environments.

The main features of a solution suitable for mass market applications are:

1. Low cost, including easy installation and maintenance.
2. Continuous precise positioning, even during the outages of the GNSS signals.
3. Fault detection, and continuous monitored integrity.
4. Continuous position quality information to the user
5. Capacity for logging trajectories, speed, time, etc., management of Geographical Information Systems (GIS), and computing the distance travelled.
6. Integrate wireless communication for tasks such as *e-pay* and *e-maintenance*.
7. Anti-cheating enforcement, difficulty to manipulate the OBU by non-allowed users.

The main objective of this thesis is the development of a high integrity navigation system for road vehicles in real driving conditions, including hostile environments. The solution developed must suit the requirements of mass market applications to location based services, so cost considerations must be done.

## Summary

---

In order to achieve this main objective, some other objectives, explained next, must be also satisfied.

A complete study of a single GNSS solution viability will be done. Satellite Based Augmentation Systems will be also studied. EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay System), the SBAS European system developed by ESA (European Space Agency) capable to send GPS corrections via the geostationary satellite will be tested as a useful way to increase the positioning system accuracy, and SISNeT (Signal In Space through the Internet), analyzed to determine its suitability when the geostationary satellite coverage is lost.

Additionally, autonomous sensors such as accelerometers and gyroscopes, and odometry systems will be studied and implemented in our navigation system. In order to fuse all the information coming from these different nature sensors, a data fusion filter will be developed. This filter must supply traditional solution lacks and improve their results.

In high demanding applications, the integrity monitoring becomes a very important factor. Thus, a study of the actual integrity parameters and the implementation of new parameters modelling new system situations, will focus an important part of the thesis work.

Finally, trials in real scenarios with real road-service requirements will be performed to evaluate the navigation system quality.

## 0.2 State of the Art in Navigation Systems

According to the actual literature, the most reliable solution to the problem of terrestrial vehicle localization implements a positioning system based on the integration of a GNSS and some other aiding positioning systems.

Different approaches are being studied in order to guarantee the proper position quality for remote applications. All of them rely on an accurate GNSS position, either as the leading positioning information input, or as an assistance system, to determine vehicle movements along roads. In [39], a GPS receiver is complemented with odometry information and an electronic compass to estimate the position of an autonomous vehicle. In that work, some assumptions concerning GPS availability and velocity limits are done. It is worth mentioning the different versions of the NabLab positioning systems equipped by a GPS receiver, odometry and supported with a vision system and a laser range scanner for avoiding collisions [6]. In [49], a GPS receiver and inertial units are used.

In terms of the inertial sensors, the researches presented in [11] are worth mentioning. This work, one of the first interesting publications regarding commercial use of the inertial sensors, presents their main features. Different technologies based on Ring Laser Gyroscopes (RLG), Vibrating Beam Accelerometers (VBA), Fiber Optic Gyros (FOG), or Magnetic Resonance Gyros (MRG) are described, resulting a very supportive work to be introduced into the inertial sensors.

Regarding sensor fusion, the research group of the University of Sidney has very interesting works. In [12], a low cost navigation system based on inertial sensors is

---

### 0.3. Design of a High Integrity Navigation System

presented. The navigation system employs medium price GPS receivers and inertial units based on MEM (Micro-Electro-Mechanical) technology. MEM sensors are much cheaper than other inertial sensors based on RLG, VBA or MRG technology, at the expense of a lower level of performance. In [13], the inertial sensors are presented as a real alternative approach for robot applications. The same authors in [14] develop widely the data fusion filters. Error models for the low cost inertial sensors are also described. Durrant-Whyte in [15], describes a Kalman filter for GPS navigation systems. Blackman and Popoli, in [16], present different filters and architectures for navigation and tracking systems. The most usual algorithms for data fusion can be found in this interesting book. Grewal, Weill and Andrews [3] introduce basics of inertial navigation and mathematical models, paying special attention to its integration with GPS. However, when reading this book we must bear in mind that different considerations must be done for aerial and terrestrial vehicles. An interesting handbook on data fusion techniques can be found in [17]. Also David Hall and Sonya McMullen define useful mathematical techniques for sensor data fusion in [18]. The authors in [19] put special emphasis on the different architectures, resulting an interesting introduction to the filter architectures for data fusion.

Concerning the road applications of the GNSS sensors, two different scenarios must be distinguished. Despite the fact the objectives and the technologies are the same, the different problems a GNSS sensor has to deal with in urban and wide open environments encourage their study from different points of view [60]. Whereas satellite constellation visibility in wide open environments is not a problem, and main efforts are focused on diminishing the pseudorange errors and increasing the positioning accuracy, in urban environments the signal availability and the multipath propagations, performing spurious GPS positions due the signal reflection nearby the antenna, are the main problems.

There is one more satellite constellation in the actual stage, the Russian GLONASS (Global Navigation Satellite System). Despite of the efforts of the INASAN (Institute of Astronomy of the Russian Academy of Sciences), GLONASS, with 13 satellites currently available, do not have the scientific community trust, as can be seen in [60], [61]. Despite the fact a GPS/GLONASS double constellation sensor can be used to estimate the possibilities of the future GPS/GALILEO combination, there is no possible comparison between the actual GLONASS situation and the future GALILEO features [62].

### 0.3 Design of a High Integrity Navigation System

The solution presented in this thesis is based on a GNSS/SBAS/INS integrated system. On one hand, the use of combined GNSS/SBAS systems provides noticeable improvements compared with the single GPS solution, but nevertheless, they cannot fulfill the requirements of a high integrity demanding application, specially in city environments. On the other hand, the INS units supply accelerations and rates of turn for the three coordinated cartesian axis of the sensor body frame. Although these measurements complement the GNSS/SBAS lacks and provide positioning during the outages of the

## Summary

---

satellite signal, the double integration process required for obtaining position from the acceleration measurements is the main source of error for the INS units. In order to avoid excessive drifts, often updates must be performed by a global system. In addition, only low cost inertial units, based on Micro-Electro-Mechanical technology, are affordable for a real mass market RSE. Unfortunately, these sensors present bad noise features and drifts. For this reason, error models must be developed.

In order to diminish the drifts during the GNSS outages, odometry measurements coming from the ABS encoders of the vehicle were also considered. The ABS system provides non precise velocity information, with a very low increase of the final cost, since no further installations or sensors are needed. Apart from the precision problem, due to the low performance level of the ABS encoders, typical odometry problems, such as glides, unequal wheel diameters or effective wheel diameter uncertainty, can be found.

To obtain the proper inputs to the data fusion filter from the raw measurements coming from the different sensors, observation models were implemented, and considerations about the sensor performances done.

Next section explains the main features of the multisensor filter implemented in this thesis.

### 0.3.1 The Multisensor Data Fusion Filter

In this section a description of the main features of the data fusion filter is given. Firstly, the vehicle models implemented are presented. Then, the sensor models and the observation equations for obtaining the filter observations from the raw data are given. Next sections show the EKF-IMM filter developed in this thesis. Finally, main conclusions on the filter implementation are commented.

#### The Kinematical Models of the Vehicle

To integrate the sensor observations into the filter, a kinematical model of the vehicle behavior must be defined. In this thesis work, different vehicle models have been implemented. For their good results, four wheel straight and curved vehicle models were further developed. Both models are based on the solid rigid definition of a four wheel vehicle, the back wheels of which can rotate only through a transversal axis of the vehicle, and the forward wheels turn describing curves centered in their instant rotation center. The straight model (or non-maneuvering model) represents a basic non-maneuvering behavior of the vehicle. Thus, straight or mild trajectories fulfill the kinematical definition of the model. Despite the restrictive aspect of this model, the straight model suits most of the real cases during a usual driving. Being the sensor update frequency high (around 50 Hz.), except for the GNSS sensors, most common changes in the state variables defined by the straight model are considered.

The transition equation for the straight model is:

### 0.3. Design of a High Integrity Navigation System

---

$$\begin{aligned}
 x_c(k+1) &= x_c(k) + Tv_c(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad + 0.5T^2 \dot{v}_c(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad - 0.5T^2 v_c(k) \dot{\theta}(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 y_c(k+1) &= y_c(k) + Tv_c(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad + 0.5T^2 \dot{v}_c(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad + 0.5T^2 v_c(k) \dot{\theta}(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 \theta(k+1) &= \theta(k) + T\dot{\theta}(k) + 0.5T^2 \ddot{\theta}(k) \\
 \dot{\theta}(k+1) &= \dot{\theta}(k) + T\ddot{\theta}(k) \\
 v_c(k+1) &= v_c(k) + T\dot{v}_c(k) \\
 \phi_c(k+1) &= \phi_c(k) + T\dot{\phi}_c(k) \\
 s_c(k+1) &= s_c(k) + T\dot{s}_c(k)
 \end{aligned} \tag{1}$$

noted by:

$$\mathbf{x}(k+1) = f(\mathbf{x}(k)) + G(\mathbf{x}(k))v(k) \tag{2}$$

where  $f$  is the state transition matrix and  $G$  the noise matrix. Thus, state and noise vectors are respectively:

$$\begin{aligned}
 \mathbf{x}(k) &= [x_c(k) \ y_c(k) \ \theta(k) \ \dot{\theta}(k) \ v_c(k) \ \phi_c(k) \ s_c(k)]^T \\
 v(k) &= [\ddot{\theta}(k) \ \dot{v}_c(k) \ \dot{\phi}_c(k) \ \dot{s}_c(k)]^T
 \end{aligned} \tag{3}$$

where  $x_c(k)$ ,  $y_c(k)$  are the coordinates of the geometrical center of the vehicle (g.c.),  $\theta(k)$  the vehicle orientation,  $v_c(k)$  the velocity in the g.c.,  $\phi_c(k)$  is the angle of the velocity  $v_c(k)$ , and  $s_c(k)$  the slide correction angle.

However, whenever abrupt maneuvers must be performed, the straight model cannot represent the vehicle's behavior. For this reason, a curved model has been implemented. The curved model (or maneuvering model) represents in a more reliable manner an abrupt vehicle maneuver, at the expense of higher noise considerations.

The transition equation for the curved model is:

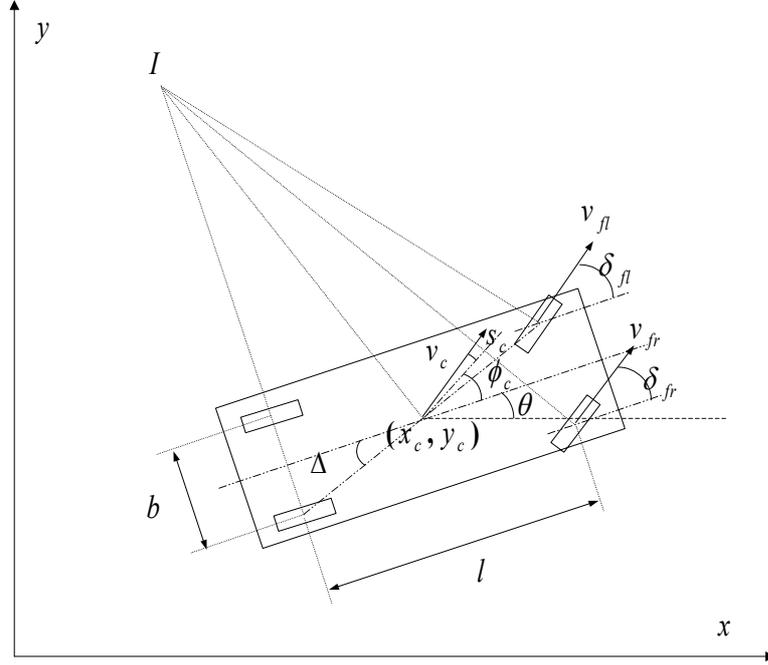


Figure 1: Kinematical model nomenclature.

$$\begin{aligned}
 x_c(k+1) &= x_c(k) + T v_c(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad + 0.5T^2 \dot{v}_c(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad - 0.5T^2 v_c(k) \dot{\theta}(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 y_c(k+1) &= y_c(k) + T v_c(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad + 0.5T^2 \dot{v}_c(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad + 0.5T^2 v_c(k) \dot{\theta}(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 \theta(k+1) &= \theta(k) + T \dot{\theta}(k) + 0.5T^2 \ddot{\theta}(k) \\
 \dot{\theta}(k+1) &= \dot{\theta}(k) + T \ddot{\theta}(k) \\
 v_c(k+1) &= v_c(k) + T \dot{v}_c(k) \\
 \phi_c(k+1) &= \phi_c(k) + T \dot{\phi}_c(k) + 0.5T^2 \ddot{\phi}_c(k) \\
 \dot{\phi}_c(k+1) &= \dot{\phi}_c(k) + T \ddot{\phi}_c(k) \\
 s_c(k+1) &= s_c(k) + T \dot{s}_c(k)
 \end{aligned} \tag{4}$$

and therefore, state and noise vectors are now:

$$\begin{aligned}
 \mathbf{x}(k) &= [x_c(k) \ y_c(k) \ \theta(k) \ \dot{\theta}(k) \ v_c(k) \ \phi_c(k) \ \dot{\phi}_c(k) \ s_c(k)]^T \\
 \mathbf{v}(k) &= [\ddot{\theta}(k) \ \dot{v}_c(k) \ \ddot{\phi}_c(k) \ \dot{s}_c(k)]^T
 \end{aligned} \tag{5}$$

Figure 1 shows the kinematical model nomenclature.

### 0.3. Design of a High Integrity Navigation System

Taking into account that the data fusion filter implementation depends on the vehicle's model definition, two EKF filters were implemented for both the straight and the curved models presented.

#### The Odometry Model

The raw measurements of the odometry system are pulses per second in each wheel and the angle of the driving wheel axis. However, different transformations must be done in order to obtain useful data to the filter. The odometry system outputs are defined as the linear velocities in each wheel and the angles of turn described by the forward wheels. A detailed explanation of the ABS model used to transform the raw measurements to the odometry outputs can be found in chapter 6. However, according to our filter definition, the data fusion filter inputs coming from the odometry system (named the odometry observations) are  $v_c(k)$ ,  $\dot{\theta}(k)$  and  $\phi_c(k)$ , the velocity in the geometrical center of the vehicle, the vehicle's angular velocity and the angle of the velocity respectively (figure 1). Next section presents the transformation required to obtain the odometry observations required for the filtering process.

#### THE ODOMETRY OBSERVATIONS

Taking into account the assumptions of solid rigid previously mentioned, the velocity in the geometrical center of the vehicle  $v_c(k)$  can be calculated as:

$$v_c(k) = v_{fl}(k) \frac{\cos(\Delta - \delta_{fl}(k))}{\cos(\Delta - \phi_c(k) - s_c(k))} \quad (6)$$

where  $v_{fl}(k)$  and  $\delta_{fl}(k)$  are respectively the velocity and the angle of the forward left wheel. The angular velocity can be calculated depending on these variables as:

$$\dot{\theta}(k) = v_{fl}(k) \frac{\sin(\delta_{fl}(k))}{l} \quad (7)$$

Finally, to calculate the angle of the velocity in the geometrical center (figure 1), the geometrical transformations for the angles of the forward wheels to the center are given by:

$$d = \frac{l}{\tan(\delta_{fl})} + \frac{b}{2} \quad (8)$$

$$\tan(\phi_c(k) + s_c(k)) = \frac{l/2}{d}$$

Thus, the angle of the velocity is:

$$\phi_c(k) = \arctan\left(\frac{l \cdot \tan(\delta_{fl}(k))}{2l + b \cdot \tan(\delta_{fl}(k))}\right) - s_c(k) \quad (9)$$

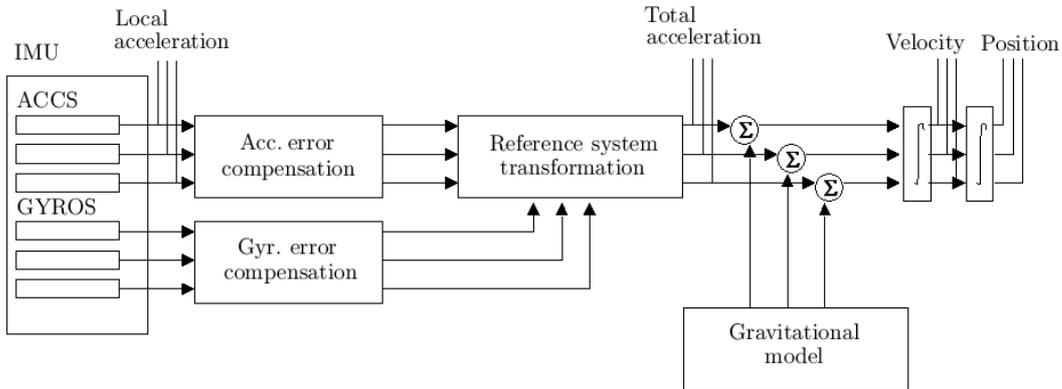


Figure 2: Schema of the process to obtain the inertial observations from the raw measurements.

## The Inertial Model

Figure 2 shows schematically the transformation process to obtain the inertial observations (filter inputs given by the inertial sensors) from the inertial raw measurements. Four different phases are clearly distinguished. Firstly, the error compensation models are applied to the inertial measurements. Secondly, by using the Euler angles measured by the inertial unit, the transformation from the local reference system (or body frame) to the global one (or navigation frame) is performed. The outputs of this phase are called the total acceleration measurements. Before performing the integration of the acceleration values, a gravity compensation must be carried out. The need of the gravitational model phase can be easily understood with a simple explanation. The acceleration measured in an inertial unit falling free is equal to zero, while the vertical acceleration measured when the unit is quite will be  $g$ . Typically, in terrestrial applications with mobile units, the gravity is assumed to be  $-9.81 \text{ m/s}^2$  in the  $z$  axis, being zero the two other components in the global reference frame (local tangent plane). In the final phase, the integration process will produce the velocity and position values according the inertial measurements.

Next sections are dedicated to the explanation of these phases, presenting the necessary equations to obtain the inertial observations,  $x_c^{INS}$ ,  $y_c^{INS}$  and  $v_c^{INS}$ , from the raw measurements coming from the sensors.

### STEP I: ERROR MODELLING

When using low cost inertial sensors, noise and drifts in the accelerometer measurements are usual, and the implementation of error models is essential. The error model proposed in this thesis for the acceleration values is based on the Billur Barshan work [14], and can be described by the expression

$$\varepsilon = C_1 \left(1 - e^{-\frac{t}{\tau}}\right) + C_2 \quad (10)$$

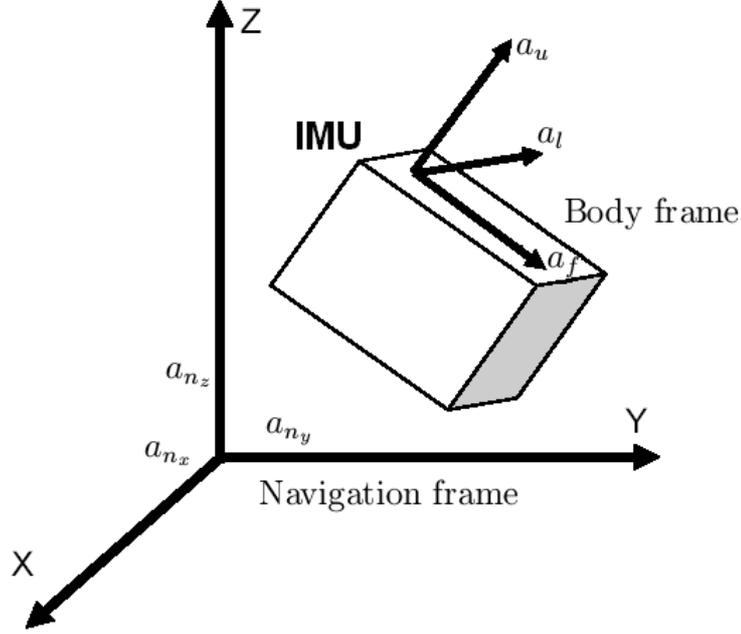


Figure 3: Body frame, Navigation frame and IMU accelerations.

where  $\varepsilon$  represents the error model for the acceleration in the body frame of the sensor (figure 3), and  $C_1$ ,  $C_2$  and  $\tau$  are model parameters.

The adjustment of the parameters has been performed by using a Nelder-Mead non-restricted non-linear multidimensional method where the minimizing function was the mean squared error. In the test performed to model the acceleration error  $\varepsilon_{af}$  (error model for the  $a_f$  acceleration shown in figure 3), fixing the values  $C_1 = -0.0043$ ,  $C_2 = -0.007$  and  $\tau = 500$ , a mean value of  $-3.2172 \times 10^{-4}$  and a standard deviation value of 0.0033 were achieved. With these values, in tests where no forces were applied to the sensors (but the Earth gravity) and no external updates were performed, the position drifted 70 cm. after 60 seconds. In the same tests, but without applying any error model, the position drifted up to 55 m.

Defining  $a_{mf}$  as the acceleration corrected by using the model compensation  $\varepsilon_{af}$ , it can be calculated as

$$a_{mf} = a_f - \varepsilon_{af} \quad (11)$$

and thus

$$a_{mf} = a_f - \left( C_{1_{af}} \left( 1 - e^{-\frac{t}{\tau_{af}}} \right) + C_{2_{af}} \right) \quad (12)$$

where  $C_{1_{af}}$ ,  $C_{2_{af}}$  and  $\tau_{af}$  are the model parameters for the adjustment of  $a_f$ . The vector  $\mathbf{a}_{mb} = (a_{mf} \ a_{ml} \ a_{mu})$  will be the corrected acceleration vector, obtained from the measured acceleration vector  $\mathbf{a}_b = (a_f \ a_l \ a_u)$ .

On the other hand, the performances achieved by the gyroscopes were found acceptable, and none of the proposed models improved their results.

#### STEP II: TRANSFORMATION OF THE REFERENCE SYSTEM

## Summary

---

The transformation of the coordinates of a vector defined in the body frame of the sensor  $\mathbf{S}$ , to the navigation frame  $\mathbf{G}$  (figure 3), can be performed by using the rotation matrix  ${}^{GS}\mathbf{R}$

$${}^{GS}\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (13)$$

where  $\psi = \text{yaw}$ ,  $\theta = \text{pitch}$  and  $\phi = \text{roll}$ .

Being  $\mathbf{a}_n = (a_{nx} \ a_{ny} \ a_{nz})$  the acceleration vector referenced to the navigation frame obtained from the  $\mathbf{a}_{mb}$  vector (step I), it can be calculated by using next equation

$$\mathbf{a}_n = {}^{GS}\mathbf{R} \cdot \mathbf{a}_{mb} \quad (14)$$

### STEP III: THE GRAVITATIONAL MODEL

As commented, a gravitational model must be applied to compensate the Earth gravity effects. Defining the gravitational compensation vector  $\mathbf{a}_{gm} = (0 \ 0 \ g)$  referenced to the navigation frame, where  $g = -9.81m/s^2$ , we can affirm that

$$\mathbf{a} = \mathbf{a}_n - \mathbf{a}_{gm}, \quad (15)$$

$$\begin{pmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a_{nx} \\ a_{ny} \\ a_{nz} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{pmatrix} \quad (16)$$

where  $\mathbf{a} = (a_x \ a_y \ a_z)$  is the acceleration vector used for the calculation of the inertial observations, detailed in the next step.

### STEP IV: THE INERTIAL OBSERVATION EQUATIONS

The inertial observations  $x_c^{INS}$  and  $y_c^{INS}$  can be calculated by applying the equation

$$x_c^{INS}(k+1) = x_c(k) + v_{c_x}(k)T + 0,5 \cdot a_x T^2 \quad (17)$$

$$y_c^{INS}(k+1) = y_c(k) + v_{c_y}(k)T + 0,5 \cdot a_y T^2 \quad (18)$$

where  $x_c(k)$  and  $y_c(k)$  are the state variables just after the last update,  $T$  is the difference between the time stamp of the inertial measurements and the time of the last measurement which updated the state vector,  $a_x$  and  $a_y$  are the acceleration values in the global reference system, as obtained from step III, and the values of the velocities  $v_{c_x}$  and  $v_{c_y}$  are given by the equations

$$v_{c_x}(k) = v_c(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \quad (19)$$

$$v_{c_y}(k) = v_c(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \quad (20)$$

### 0.3. Design of a High Integrity Navigation System

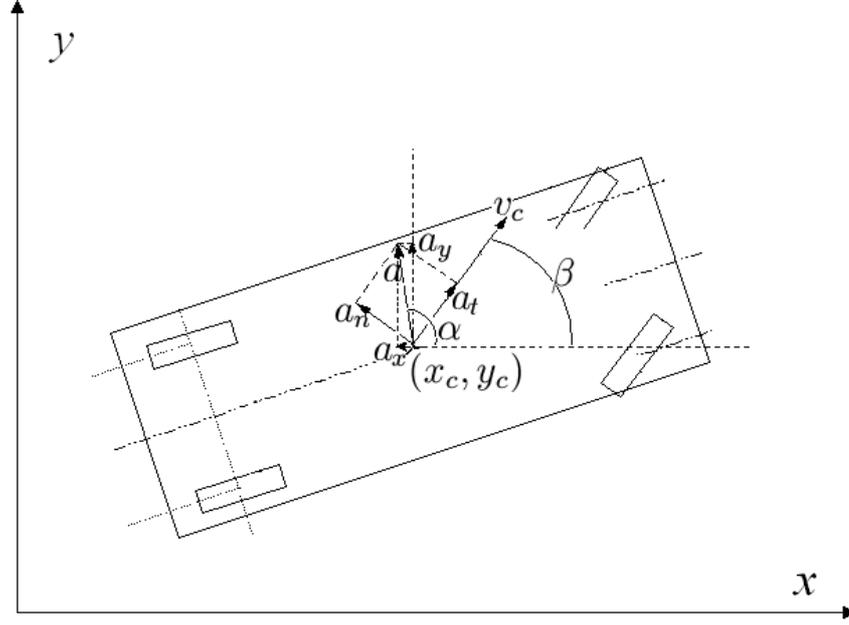


Figure 4: Accelerations in the vehicle model.

resulting,

$$x_c^{INS}(k+1) = x_c(k) + v_c(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k))T + 0,5 \cdot a_x T^2 \quad (21)$$

$$y_c^{INS}(k+1) = y_c(k) + v_c(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k))T + 0,5 \cdot a_y T^2 \quad (22)$$

The observation  $v_c^{INS}$  can be calculated by using the expression

$$v_c^{INS}(k+1) = v_c(k) + a_t^{INS} T \quad (23)$$

where  $v_c(k)$  is the state variable just after the last update and  $a_t^{INS}$  represents the module of the acceleration tangential to the vehicle's trajectory, calculated according to the inertial measurements.

Figure 4 shows the schema of the vehicle's accelerations in its geometrical center. To calculate  $a_t^{INS}$ , we will assume that the geometrical and the gravity center of the vehicle coincide in  $(x_c, y_c)$ . Naming  $\alpha$  the angle between the absolute acceleration vector of the vehicle,  $\mathbf{a}$ , and the  $x$  axis, we can affirm that

$$\alpha = \arccos\left(\frac{a_x}{a}\right) \quad (24)$$

$$a = \sqrt{a_x^2 + a_y^2} \quad (25)$$

where  $a_x$  and  $a_y$  are the horizontal components of the vector  $\mathbf{a}$  and  $a$  its projection on the  $xy$  plane.

## Summary

---

Besides, the module of the tangential acceleration can be calculated as

$$a_t = a \cos(\alpha - \beta) \quad (26)$$

where we have made  $\beta = \theta + \phi_c + s_c$  to clear up the figure 4. Thus, next expression for the  $a_t$  value can be obtained

$$a_t = \sqrt{a_x^2 + a_y^2} \cdot \cos\left(\arccos\left(\frac{a_x}{a}\right) - (\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k))\right) \quad (27)$$

and the final expression for the inertial observation  $v_c^{INS}$

$$v_c^{INS}(k+1) = v_c(k) + \sqrt{a_x^2 + a_y^2} \cdot \cos\left(\arccos\left(\frac{a_x}{a}\right) - (\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k))\right)T \quad (28)$$

### The Extender Kalman Filter (EKF)

The Kalman filter is a recursive method for obtaining a minimum state variance linear estimation for a dynamic linear system, from imprecise observations, under gaussian error hypothesis [12]. The Kalman filter is a recursive least squares estimator. It produces at time  $k$  a minimum mean squared error estimate  $\hat{\mathbf{x}}(k|k)$  of a state vector  $\mathbf{x}(k)$ . This estimate is obtained by fusing a state estimate prediction  $\hat{\mathbf{x}}(k|k-1)$  with an observation  $\mathbf{z}(k)$  of the state vector  $\mathbf{x}(k)$ . The estimate  $\hat{\mathbf{x}}(k|k)$  is the conditional mean of  $\mathbf{x}(k)$  given all observations  $\mathbf{Z}^k = [\mathbf{z}(1), \dots, \mathbf{z}(k)]$  up until time  $k$ ,

$$\hat{\mathbf{x}}(k|k) = \mathbf{E}[\mathbf{x}|\mathbf{Z}^k] \quad (29)$$

where  $\mathbf{Z}^k$  is the sequence of all observations up until time  $k$ .

A few examples of Kalman Filter Implementations can be found in [16] and [40].

Kalman equations are developed for linear systems, but they can also be applied on non-linear systems. The linearization of the Kalman Filter equations by using the Taylor Expansion Series is called the Extended Kalman Filter (EKF). Figure 5 shows the EKF estimation cycle.

Now, a short description of the filter phases is presented.

#### THE PREDICTION AND OBSERVATION PHASE

##### *State Prediction*

We have already seen the kinematical models of the vehicle. These models are now used to perform the state prediction. Taking into account the equations 1 and 4,

$$\mathbf{x}(k+1) = f(\mathbf{x}(k)) + G(\mathbf{x}(k))v(k) \quad v(k) \sim N(0, Q(k)) \quad (30)$$

where  $v(k)$  is considered white noise with variance  $Q(k)$ , and the equation for the state prediction is:

$$\hat{\mathbf{x}}(k+1|k) = f(\hat{\mathbf{x}}(k|k)) \quad (31)$$

where  $f$  represents the transition matrix.

### 0.3. Design of a High Integrity Navigation System

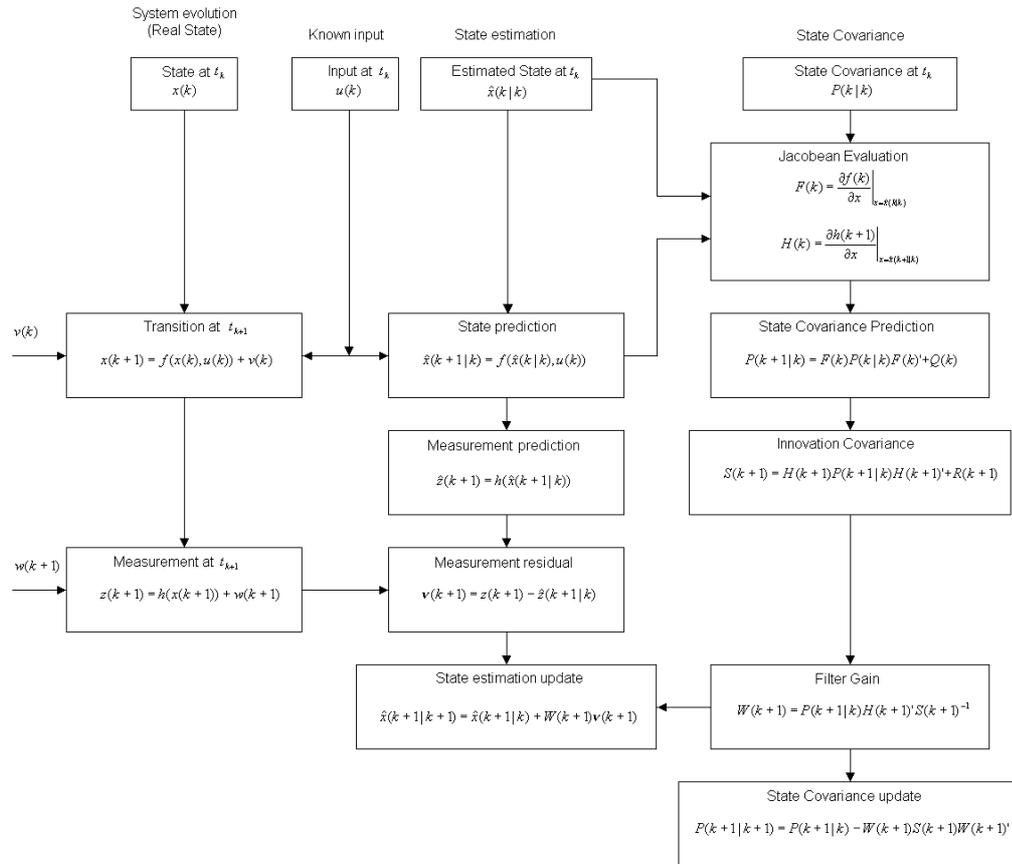


Figure 5: Extended Kalman Filter schema.

## Summary

---

The covariance of the state prediction  $P(k+1|k)$  is calculated as:

$$P(k+1|k) = F_x(k)P(k|k)F_x^T(k) + G(k)Q(k)G(k)^T \quad (32)$$

where  $G(k)$  is the gain matrix multiplying the noise vector  $v(k)$ .

Finally,  $F_x(k)$  is the Jacobean of the transition matrix regarding the state.

$$F_x(k) = \left. \frac{\partial f(\mathbf{x}(k))}{\partial \mathbf{x}(k)} \right|_{\mathbf{x}=\hat{\mathbf{x}}(k|k)} \quad (33)$$

and  $Q(k)$  the covariance noise matrix for the noise vector  $v(k)$ .

### Observation vectors

The observation model equation is described by the equation

$$\mathbf{z}(k) = H \cdot \mathbf{x}(k) + \omega(k) \quad \omega(k) \sim N(0, R(k)) \quad (34)$$

In our filter, the relation between the state and the observation is linear and constant (matrix  $H$ ) and the equation can be expressed as:

$$\hat{\mathbf{z}}(k+1) = H \cdot \hat{\mathbf{x}}(k+1|k) \quad (35)$$

### VALIDATION

Once obtained the observation vector  $\mathbf{z}(k+1)$ , the innovation vector can be calculated as:

$$\nu(k+1) = \mathbf{z}(k+1) - \hat{\mathbf{z}}(k+1) \quad (36)$$

The validation region is calculated following a  $\chi^2$  distribution like:

$$\nu^T(k+1)S^{-1}(k+1)\nu(k+1) \leq g^2 \quad (37)$$

This expression represents an ellipsoid of probability called NIS or Normalized Innovation Squared, where the threshold  $g$  is the number of sigmas of the region. The innovation covariance  $S$  for the  $j$  observation is:

$$S(k+1) = HP(k+1|k)H^T + R(k+1) \quad (38)$$

### UPDATE

Once known the innovation covariance  $S$ , the Kalman gain can be calculated as:

$$W(k+1) = P(k+1|k)H^T S^{-1}(k+1) \quad (39)$$

### 0.3. Design of a High Integrity Navigation System

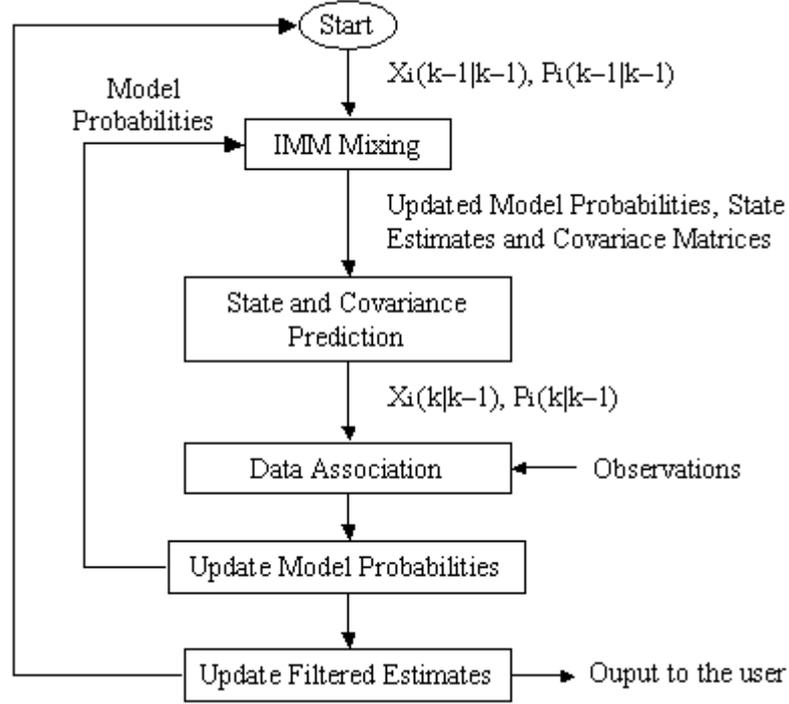


Figure 6: IMM flowchart.

The estimate position of the vehicle supplied by the filter is:

$$\hat{\mathbf{x}}(k+1|k+1) = \hat{\mathbf{x}}(k+1|k) + W(k+1)\nu(k+1) \quad (40)$$

and the updated covariance:

$$P(k+1|k+1) = P(k+1|k) - W(k+1)S(k+1)W^T(k+1) \quad (41)$$

The detailed development of the EKF filter equations for both the maneuvering and the non-maneuvering models with complete explanations of the Observation and Prediction, Validation and Update phases can be found in chapter 6 of this thesis.

#### The Interactive Multi-Model Filter (IMM)

In most of the real driving situations it is not possible to know in advance which kind of maneuvers will be performed, and the idea of selecting routes with only mild maneuvers is not very realistic.

Therefore, an interactive multi-model filter has been developed and implemented. The IMM filter calculates the probability of success of each model at every filter execution scan, supplying a realistic combined solution for the vehicle's behavior. These probabilities are calculated according to a Markov model for the transition between maneuver states.

Figure 6, based on [47], gives a high-level flowchart of the IMM process.

## Summary

---

To implement the Markov model, it is assumed that at each scan time there is a probability  $P_{ij}$  that the vehicle will make a transition from model state  $i$  to state  $j$ . These probabilities are assumed to be known a priori and can be expressed in a probability transition matrix such as shown in equation 42, for our case with two models ( $r = 2$ ).

$$P_T = \begin{bmatrix} P_{11} & P_{12} \\ P_{21} & P_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.7 & 0.3 \\ 0.4 & 0.6 \end{bmatrix} \quad (42)$$

Note that the sum of transition probabilities for any given state must sum to unity. Thus for all models  $i$

$$\sum_{j=1}^r P_{ij} = 1 \quad (43)$$

A complete discussion of the choice of transition probabilities is given in [16]. Next, a more detailed description of the flowchart procedure is presented.

### STATE AND COVARIANCE PREDICTION

Observation data are used to update each model's filtered state estimate and covariance matrix. Then, using the assumed Markov transition properties between models, new filtered state estimates and covariance matrices are computed for each model via the mixing process. Mathematically, we must define first these terms:

- $\hat{\mathbf{x}}_i(k-1|k-1)$  = filtered state estimate at scan  $k-1$  for Kalman filter model  $i$
- $P_i(k-1|k-1)$  = covariance matrix at scan  $k-1$  for Kalman filter model  $i$
- $\mu_i(k-1)$  = probability that the vehicle is in model state  $i$  as computed just after data are received on scan  $k-1$
- $\mu_{ij}(k-1)$  = conditional probability that the vehicle made the transition from state  $i$  to state  $j$  at scan  $k-1$

The quantity  $\mu_{ij}$  represents the conditional probability given that the vehicle is in state  $j$  that the transition occurred from state  $i$  while  $P_{ij}$  is the conditional probability that the transition from state  $i$  to state  $j$  occurs given that the vehicle is initially in state  $i$ . Thus,

$$\mu_{ij}(k-1) = P_{ij}\mu_i(k-1)/C_j(k-1) \quad (44)$$

where  $C_j(k-1)$ , the probability after interaction that the vehicle is in state  $j$ , is given by

$$C_j(k-1) = \sum_{i=1}^r P_{ij}\mu_i(k-1) \quad (45)$$

Next step, is the standard one-step prediction to the next scan time. This produces, for each model  $j$ , the predicted state estimate  $\hat{x}_j(k|k-1)$  and Kalman filter covariance matrix  $P_j(k|k-1)$ .

### 0.3. Design of a High Integrity Navigation System

---

#### DATA ASSOCIATION

Due to the reduced number of models used, the process of data association, discussed extensively in the actual bibliography, is simplified in our case, and the state and covariance estimates are described by the equation:

$$\begin{aligned}\hat{\mathbf{x}}(k|k-1) &= \sum_{j=1}^r C_j(k-1)\hat{\mathbf{x}}_j(k|k-1) \\ P(k|k-1) &= \sum_{j=1}^r C_j(k-1)P_j(k|k-1)\end{aligned}\tag{46}$$

#### LIKELIHOOD CALCULATION AND MODEL PROBABILITY UPDATE

Define the statistical distance of an observation-to-track assignment to be

$$d^2 = \boldsymbol{\nu}^T S^{-1} \boldsymbol{\nu}\tag{47}$$

where  $\boldsymbol{\nu}$  is the difference vector between the actual and the expected observation and  $S$  is the corresponding covariance matrix. As seen, for a linear measurement at scan  $k$

$$\begin{aligned}\boldsymbol{\nu}(k) &= \mathbf{z}(k) - H\hat{\mathbf{x}}(k|k-1) \\ S(k) &= HP(k|k-1)H^T + R\end{aligned}\tag{48}$$

Given an IMM tracking approach, there will be a different residual covariance matrix,  $S_i(k)$  and distance  $d_i^2(k)$  associated with each of the  $i$  models, for the update at the scan  $k$ . Assuming measurement dimensionality  $M$ , and Gaussian statistics, the likelihood function for the observation model given model  $i$  is

$$\Lambda_i(k) = \frac{\exp[-d_i^2(k)/2]}{\sqrt{(2\pi)^M |S_i(k)|}}\tag{49}$$

Finally, using Bayes's rule, the updated model probabilities become

$$\mu_i(k) = \Lambda_i(k)C_i(k-1)/C\tag{50}$$

where the normalization constant  $C$  is

$$C = \sum_{j=1}^r \Lambda_j(k)C_j(k-1)\tag{51}$$

#### COMBINING DIFFERENT STATE MODELS

As seen previously, our model state vectors are:

## Summary

---

- Straight model:  $\mathbf{x}_s(k) = [x_c(k) \ y_c(k) \ \theta(k) \ \dot{\theta}(k) \ v_c(k) \ \phi_c(k) \ s_c(k)]$
- Curved model:  $\mathbf{x}_c(k) = [x_c(k) \ y_c(k) \ \theta(k) \ \dot{\theta}(k) \ v_c(k) \ \phi_c(k) \ \dot{\phi}_c(k) \ s_c(k)]$

In our case, the transformation between state vectors is evident, but it is not so obvious for the covariance matrices. Matrix  $P_{sc}$ , will be the equivalent transformed matrix from the straight model to the curved one

$$P_{sc} = A_{sc}P_sA_{sc}^T \quad (52)$$

The elements of the transformation matrix  $A_{sc}$  are given by the appropriate partial derivatives

$$A_{sc} = \left. \frac{\partial \mathbf{x}_{sc}}{\partial \mathbf{x}_s} \right|_{\mathbf{x}_{sc}}$$

where  $\mathbf{x}_{sc}$  and  $\mathbf{x}_s$  are the straight state vector transformed to the curved model definition and the straight state vector respectively. Similarly, the inverse transformation will be

$$P_{cs} = A_{cs}P_cA_{cs}^T \quad (53)$$

## Conclusions on the Multisensor Filter Implemented

The navigation system implemented is based on a loosely coupled architecture running an EKF-IMM filter. This selection was made after analyzing different architectures and data fusion algorithms.

The reasons for the selection of a loosely coupled architecture are given next:

- A loosely coupled architecture allows flexibility in the navigation system configuration. In system designing, a loosely coupled architecture is recommended as a first step. Once the system is fully configured and the decisions on the sensors done, a tightly coupled architecture can be proposed.
- In our case, the independent and proprietary nature of the measurement units employed, do not allow access to internal variables and parameters, denying the implementation of a high tight coupling.
- The GNSS receiver can be treated as an independent unit. In this way, we can easily exchange the GNSS sensors and compare their results, without changing the whole system configuration.

In terms of the filter used, the EKF-IMM filter presents some advantages in comparison with the alternative approaches studied. Next, some conclusions reached after studying the most used approaches in the actual literature, such as the iterated extended Kalman filter, the information filter, the covariance intersection filter and the probabilistic data association filter, are presented:

- The iterative extended Kalman filter (IEKF) aims to solve the linearization issue in a most efficient way than the EKF. For that purpose proposes a solution based on a “Maximum A Posteriori” (MAP), where the measurement equation

### 0.3. Design of a High Integrity Navigation System

---

is re-linearized successively  $N$  times. However, to achieve effective results, the number of iterations must be high, provoking high convergence times. According to our sensor features and the real time considerations, in our problem, the IEKF cannot guarantee significant improvements compared to the EKF solution.

- The information filter (IF) supplies identical solution as the Kalman filter when the inputs are the same. Its main advantage is a lower computational charge, not critical in our application. The extended information filter (EIF) still presents the linearization problems and the Jacobean calculation issue.
- The covariance intersection filter (CI) presents some advantages versus tough coupled Kalman configurations. Two of them are specially worth mentioning: Firstly, the loss of the information coming from one sensor, do not provoke the system failure, and additional sensors can be added without changes in the system configuration. Secondly, it solves the problems found when the sensor observations are not independent. However, we can also benefit the CI flexibility by using a loosely coupled architecture, and the sensor observations are independent in our case. Nevertheless, the CI deserves further investigations regarding the information exchange in changing configurations. Future researches will be focused on this problem.
- The probabilistic data association filter (PDAF) offers an interesting approach to the problem of data association with false measurements. Its application has been found interesting to accomplish the data association process in the IMM filter. The simplicity of our IMM data association problem, with just two models, allows the use of a simpler solution to the problem based on the equation 46. However, the possible improvements of a IMM-PDAF implementation encourage future investigations in this method.

Regarding the models in the sensors and vehicle, the error models implemented in the inertial sensors, essential when low cost units are employed, reduce notably the accumulated position errors. As presented previously, the vehicle models represent most of the usual driving situations a vehicle is involved, including maneuvers with brusque accelerations and sharp turns. The EKF-IMM filter will choose any time the model combination defined by the model probabilities, calculated attending the observation innovations for every model and the sensor covariances, solving the problem of a unique model to define all the vehicle maneuvers without increasing the noise considerations, or assuming restrictions on the maneuvers performed.

#### 0.3.2 The Hardware Architecture

The data fusion filter presented in the previous section has been implemented in the onboard unit installed in our test vehicle (figure 7). The SatAnt vehicle is a platform equipped with a hardware architecture capable to provide the communication infrastructure required in our test.

The hardware architecture can be seen in figure 8. The vehicle PC, a standard single board computer based on a 32bit Pentium processor interacts with the user via the

## Summary

---



Figure 7: The SatAnt vehicle.

HMI (Human Machine Interface). Serial buses communicate the sensors with the PC via RS232. Additional communication networks are available. A BlueTooth wireless link can be used to connect the vehicle PC with a laptop or other mobile devices such as PDAs, PocketPCs, etc. A WLAN connection is available through the PCMCIA slot of the vehicle CPU, facilitating the communication with nearby vehicles. Finally, a GPRS link supply Internet connection to the system. The GPRS link is used for receiving the EGNOS messages via SISNeT, and can also be used to communicate the vehicle with remote stations (or other vehicles), for remote location based services.

A brief description of the main sensors used for the navigation system is now presented. Regarding GNSS sensors, main sensors used are:

- GPS/SBAS OEM-3 Novatel receiver. High-End EGNOS-capable GPS sensor. RTCM and RTCA standards are supported.
- Double constellation GPS/GLONASS Thales GG24 by AshTech. High-End non SBAS-capable sensor, useful for checking the performance of a double constellation satellite device.

Additionally, other GNSS sensors used in our trials are:

- GPS/SBAS Meridian Platinum, Sensor by Magellan.
- GPS/SBAS Thales DG16 Sensor, by AshTech.
- Trimble GeoXT handheld.

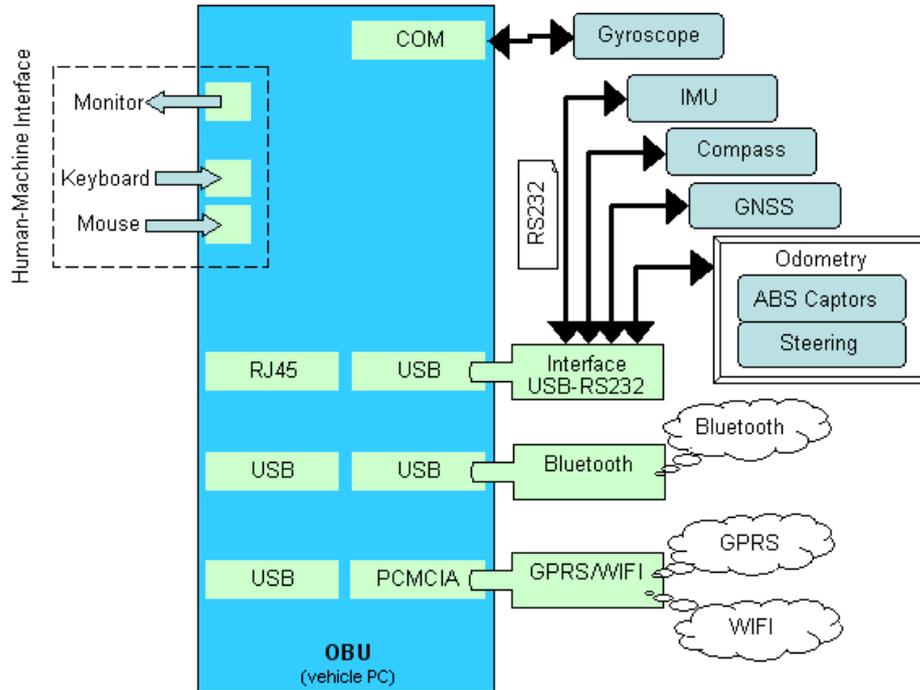


Figure 8: OBU hardware architecture.

Inertial units tested were:

- Vertical Gyro VG400CC by Crossbow Technologies. This medium price Vertical Gyro sensor based on MEM technology, provides accelerations and rates of turn for the three cartesian axis of its body frame. Thanks to the tilt sensors installed in the unit, values for pitch and roll angles can be also supplied.
- MT9B by XSens. This low cost IMU (Inertial Measurement Unit) provides rate, acceleration and magnetic field values for the three cartesian axis of its body frame.

The ABS odometry system is based on a magnetic sensor and a phonic wheel situated in each wheel of the vehicle. The electronic compass tested, a TCM2-50 by Precision Navigation, was rejected for the final trials due to the strong magnetic noises presented while driving the vehicle, and the resultant instability of the orientation value offered.

## 0.4 Trials and Results

In order to study the performance of the multisensor navigation system developed in this thesis, different tests have been done. Selected results of GNSS, GNSS/SBAS and GNSS/SBAS/INS solutions are presented in this section. To evaluate the results of these tests, different database position references have been used. A GIS map by Navteq

## Summary

---

has been used to evaluate the trials in open circuits, such as wide open environments and urban areas. Despite the fact the manufacturer guarantees a threshold of 20 meters for the horizontal position error, the navigation system features to be analyzed in these tests can be studied by using these maps. Unfortunately, this threshold is not enough to evaluate the accuracy of the system solution, and more accurate maps must be used. Our research group prepared its own custom-made map with a threshold of 30 cm. in the horizontal position error. The measurements collected by the Trimble GeoXT sensor were used as input data to the software GPS Pathfinder Office version 3.0. This software, developed by Trimble, downloads the GPS SBAS corrections, calculates the corrected positions and supplies the final version of the map. The requirements to log the input data for the map builder software, such as full GNSS coverage and very low velocities, reject this option for trials in open circuits, such as highways and urban environments.

### 0.4.1 The GNSS/SBAS Results

The study of the viability of a high integrity navigation system based exclusively on a GNSS/CN (Cellular Networks) solution is one of the main objectives of this thesis. For this purpose, GPS, GLONASS, EGNOS and SISNeT trials have been performed. The investigations were focused on two aspects: the possibilities a double constellation sensor brings to increase the quality of the GPS positioning, and the improvements a combined GPS/EGNOS/SISNeT navigation system would achieve.

#### Double Constellation Trials

For these tests, the GPS/GLONASS Thales GG24 sensor was used. According to our researches, the signal availability achieved by this sensor in built-up environments is not higher than 80%. Despite the fact there is slight increase of the position availability comparing with single constellation sensors, no significant improvements are achieved, and the main problems, such as the lack of coverage and multipath errors, remain.

Figures 9 and 10 show significantly the different quality results achieved by this sensor on highways and urban environments. The cumulative distribution for the HDOP value is shown in both cases. Assuming  $HDOP = 3$ , the signal availability in urban areas is not much higher than 80% (in the best case), while values of 95% are usual on the highway.

Figures 11 and 12 show details of the test performed on the highway. In figure 11, a significant increase of the HDOP values when the test vehicle rides under a crossing highway is seen. Figure 12 shows the signal unavailability achieved by the sensor during the whole trajectory. As shown in this graph, GNSS outages of 5 seconds are frequent in a friendly environment using a double constellation sensor. These results discourage the use of these sensors in a high integrity low cost solution for a navigation system, and augur an uncertain future to the GPS/GLONASS double constellation sensors. Future GPS/GALILEO receivers should work better, but the results achieved so far strongly recommend the use of assistance positioning systems based on different technologies.

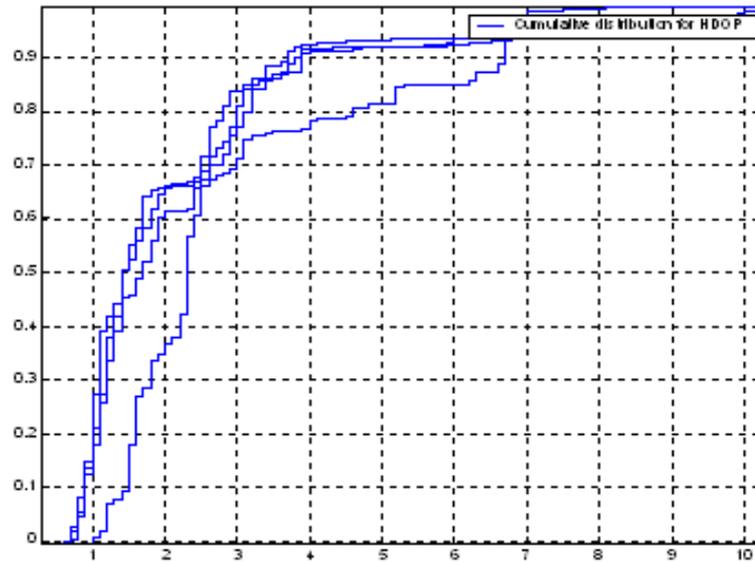


Figure 9: HDOP values achieved by the Thales GG24 sensor in a built-up area.

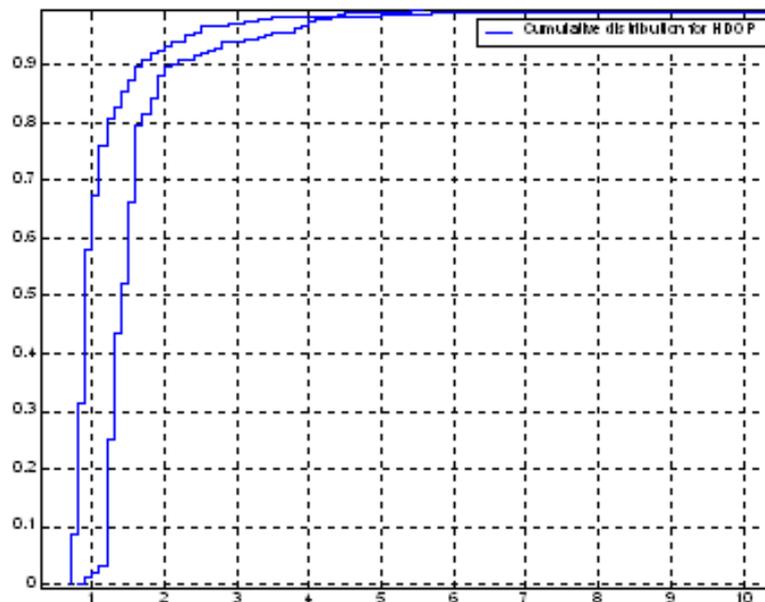


Figure 10: HDOP values achieved by the Thales GG24 sensor in a wide open environment.

## Summary

---

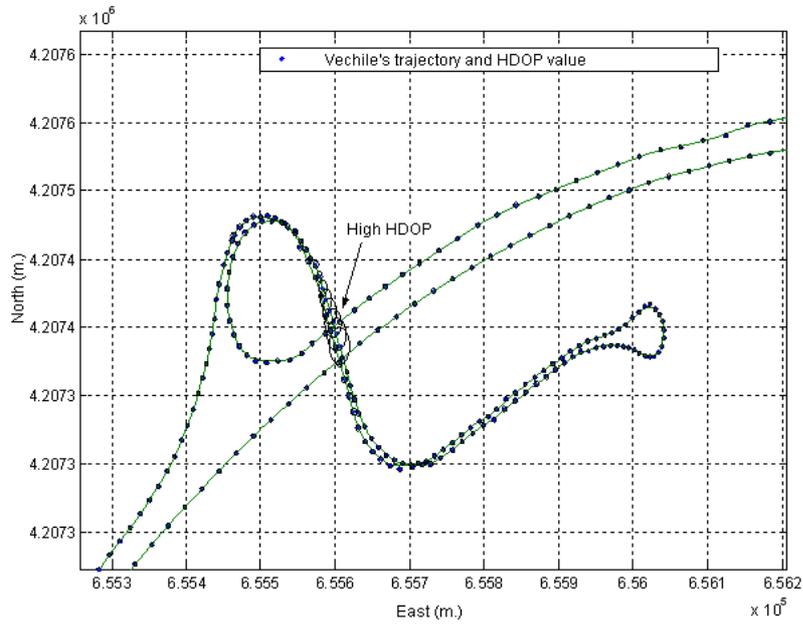


Figure 11: Trajectory and HDOP value obtained by the Thales GG24 sensor on a highway path.

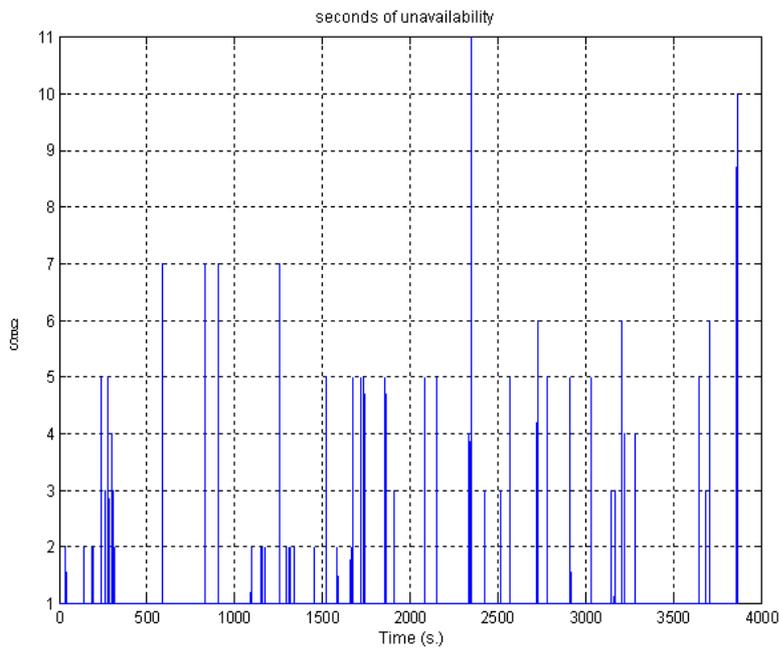


Figure 12: Signal unavailability obtained by the Thales GG24 sensor on a highway path.

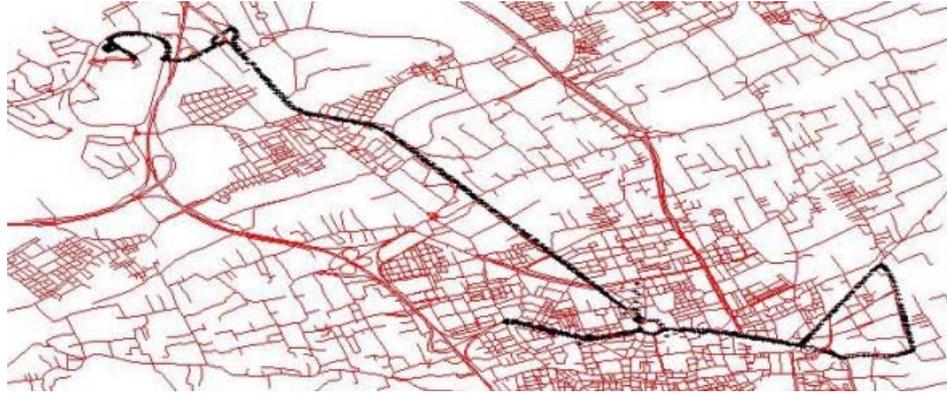


Figure 13: Semiurban trajectory performed by the Novatel OEM-3 sensor.

Epoch	No Position	GPS	EGNOS	SISNeT	Distance
2777	105 [3.78%]	196 [7.05%]	1799 [64.78%]	677 [24.37%]	20,07 Km.

Table 1: GPS, GPS/EGNOS GEO, GPS/EGNOS SISNeT availability and estimate distance.

### Evaluating EGNOS/SISNeT

For these trials, a High-End Novatel OEM-3 was used. This EGNOS-capable GPS sensor accepts the corrections coming from the AOR\_E PRN 120 and IOR PRN 131 geostationary satellites. Additionally, EGNOS corrections can be also obtained via a GPRS/WLAN link installed into the SBC (Single Board Computer) thanks to SISNeT.

Figure 13 shows a semiurban trajectory logged by using the Novatel OEM-3 sensor. While riding wide open areas, the positioning quality is high. Figure 14 shows graphically the ripple reduction obtained when EGNOS is available. As shown, despite the fact that SISNeT was used, there are many single GPS positions. These SISNeT gaps are a consequence of GPRS coverage fails, and should be corrected by the UMTS technology (non available when the test were performed). Figures 15 and 16 present the typical problems of the GNSS solutions in city environments: coverage failures and spurious positioning due to multipath propagations respectively.

Table 1 summarizes some interesting system features according to this test. As shown in this table, EGNOS can increase significantly the accuracy of the single GPS position (64.78%), and SISNeT, the EGNOS corrections via Internet, can raise this increase from 64.78% up to 89.15% (24.37%). However, despite of the important improvements, high demanding applications require more than 96% of positioning availability, and some aiding positioning systems, specially in city environments where these rates decrease to 60%, are recommended.

## Summary

---



Figure 14: Semiurban trajectory performed by the Novatel OEM-3 sensor: EGNOS-SISNeT detail.

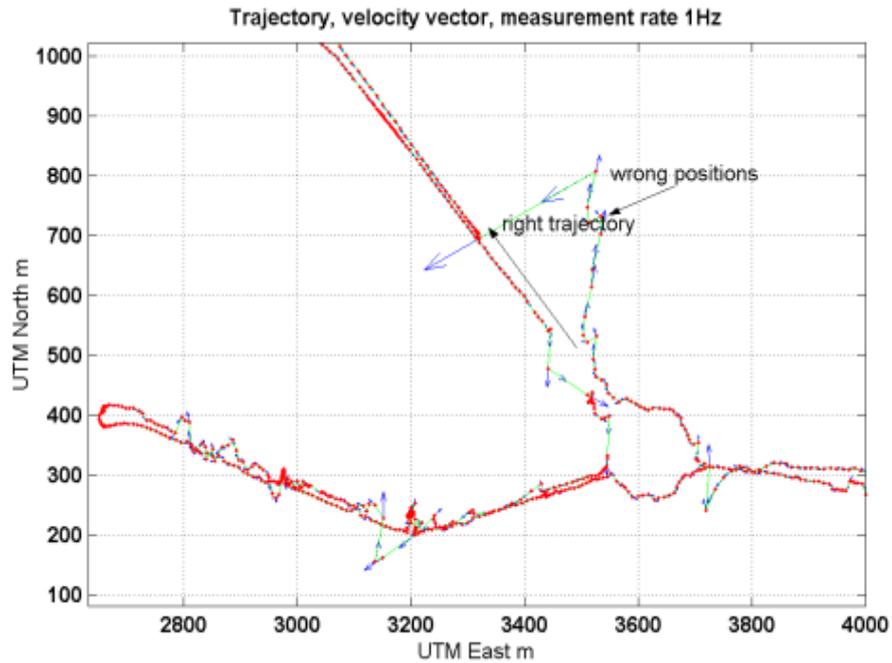


Figure 15: Semiurban trajectory performed by the Novatel OEM-3 sensor: spurious detail.

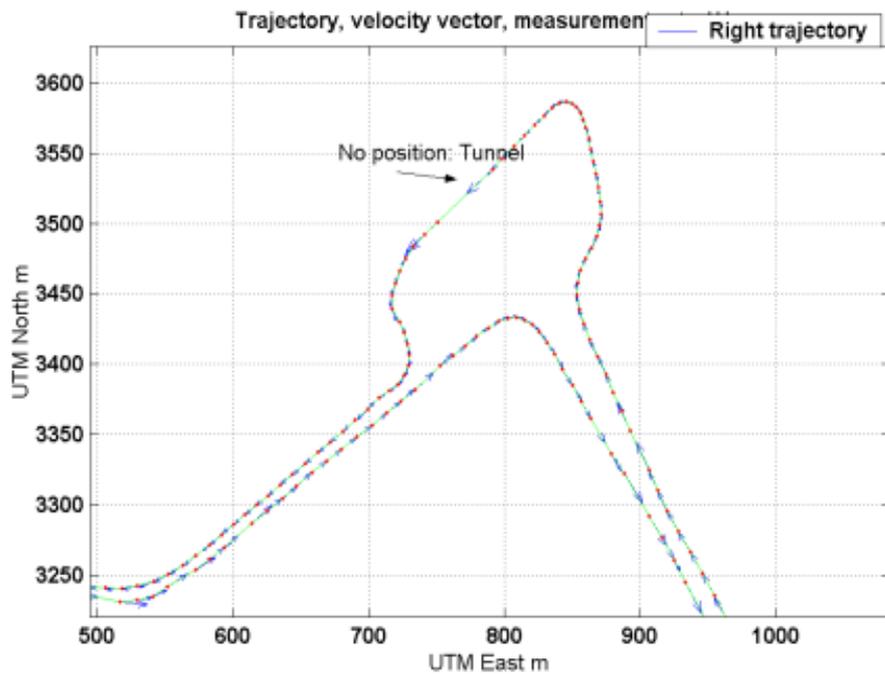


Figure 16: Semiurban trajectory performed by the Novatel OEM-3 sensor: coverage failures.

### 0.4.2 The GNSS/INS Improvements

The lack of GNSS coverage in some environments is a considerable problem that cannot be solved by a global positioning system. As we have seen in the previous section, the use of SISNeT and EGNOS improves the single GPS solution quality, but cannot guarantee the system success during the outages of the GPS signal.

#### **Trials on Closed Circuit**

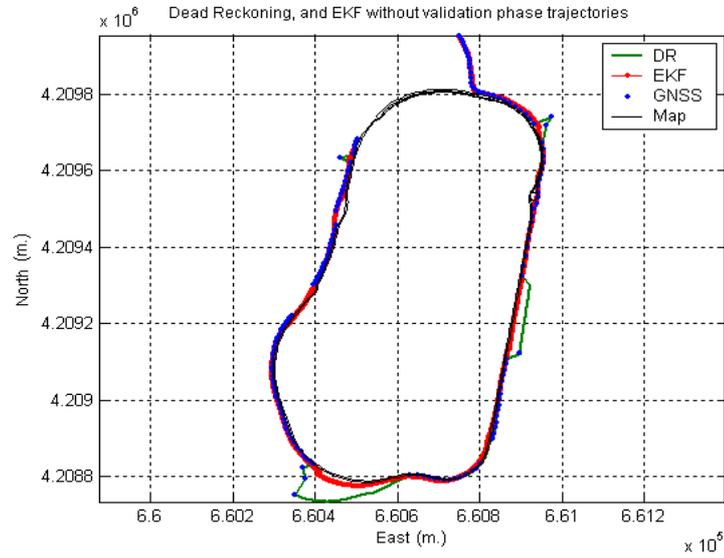
These trials are focused on the study of the accuracy, continuity and robustness of the GNSS/SBAS/INS navigation system proposed. As mentioned, the custom-made map reference is used for the result evaluation.

#### FAULT DETECTION

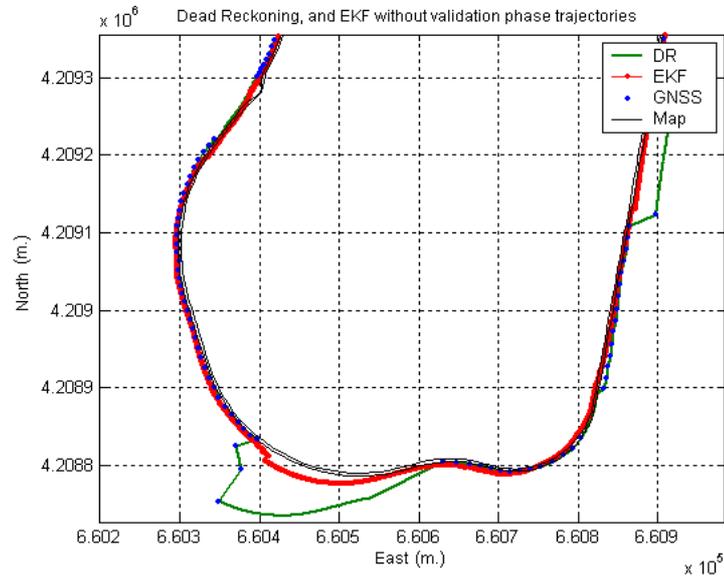
In order to achieve a reliable solution, system failures must be detected and the proper actions performed. The term fault includes not only hardware and software failures, but also false measurements coming from the sensors. The software developed in our navigation system, runs the filter even with missed sensors, supplying to the user information of the quality of the position and the failure found (for example, displaying the message “No INS measurements” on the status bar and changing the INS icon status to OFF). In this section, we will focus our attention on the problem of the false measurements.

Spurious measurements are probably the main problem for a high integrity navigation system based on GNSS, specially in city environments. Usually, low-cost GNSS sensors are configured to supply all GNSS positions, and few or none information about the integrity of the solution is provided. As a result, in unfriendly environments the GNSS positions are often wrong, and the user’s reliance must decrease. High-end sensors can be configured to avoid non-precise positions. Typical algorithms, such as the HPL (Horizontal Protection Level) calculation for rejecting a satellite from the position calculation, are based on the satellite constellation geometry. More advance parameters, such as the  $HPL_{SBAS}$ , are based on the EGNOS corrections for the pseudorange measurements. Satellite position corrections, ionospheric and tropospheric models are employed for its calculation. However, the integrity parameters based on the satellite geometry used for the location solution are updated every few seconds, not suiting real time applications. Furthermore, due to their original aerial orientation, some of the road problems are not taken into account. Despite of the efforts done for modelling the multipath propagations nearby the antenna, the  $HPL_{SBAS}$  cannot be used to reject false GPS measurements from the solution, one of the main objectives of the thesis.

Figures 17 and 18 show the trajectories logged by our navigation system during the tests performed in the Campus of Espinardo. Traditional systems, based on dead reckoning (DR) solutions, use the odometry values and the orientation value coming from the electronic compass during the GPS signal outages (green line in the figures 17 and 18). As seen in the figures, in an urban area, coverage failures and multipath errors are very frequent. As observed, the dead reckoning solution works properly in friendly conditions, but fails when more complex situations appear. In the lower part

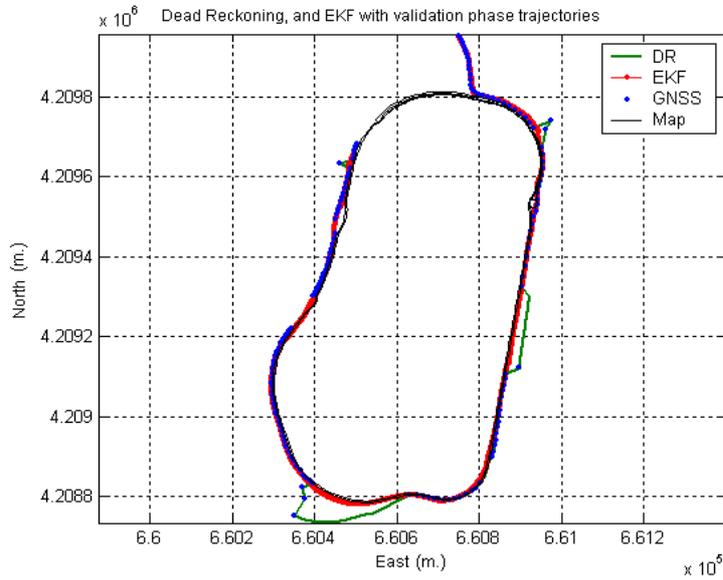


a) Whole trajectory

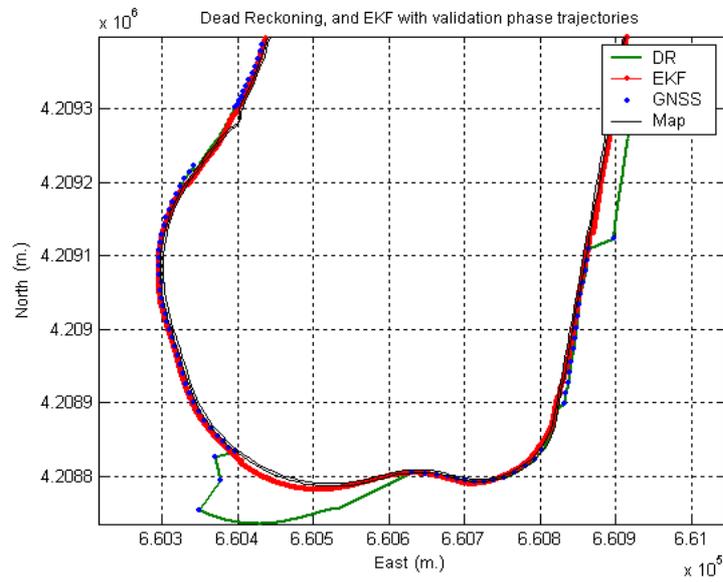


b) Detail

Figure 17: Trajectory along the Campus of Espinardo by using dead reckoning, and EKF without validation phase.



a) Whole trajectory



b) Detail

Figure 18: Trajectory along the Campus of Espinardo by using dead reckoning, and EKF with validation phase.

of the figure 17.a, a typical situation with GNSS coverage outages just after spurious measurements is presented. This situation, very usual in built-up environments where the signal quality decreases before disappearing completely, provokes undesirable results by using the DR solution. As seen in figure 17.b, the EKF solution softens the multipath propagation errors, but undesirable trimmings appear due to the multipath spurious measurements.

In order to avoid this behavior, a validation phase has been implemented. Aside from the specific sensor measurement validations, programmed for every sensor, a Nyquist algorithm integrated into the Kalman filter flowchart erases undesirable observations before the updating. The Nyquist algorithm implemented is based on the comparison of the state estimate and the observation state estimates. Since the state vector describes the current kinematics of the vehicle, the Nyquist algorithm implemented in our navigation system consists of the validation of the kinematical observation coming from the sensor, depending on the kinematical state of the vehicle. Thus, presenting a very simplified example, if our vehicle's current velocity is 30 m/s. and no accelerations are measured, after a tenth of second, its position will not be much further than 3 meters, and all the observations out of the proper validation threshold will be rejected.

In figure 18, the problem just presented is solved by the EKF implementing a Nyquist based validation phase. As seen in the figure 18.b, using a proper validation phase, multipath positions do not corrupt the filter solution.

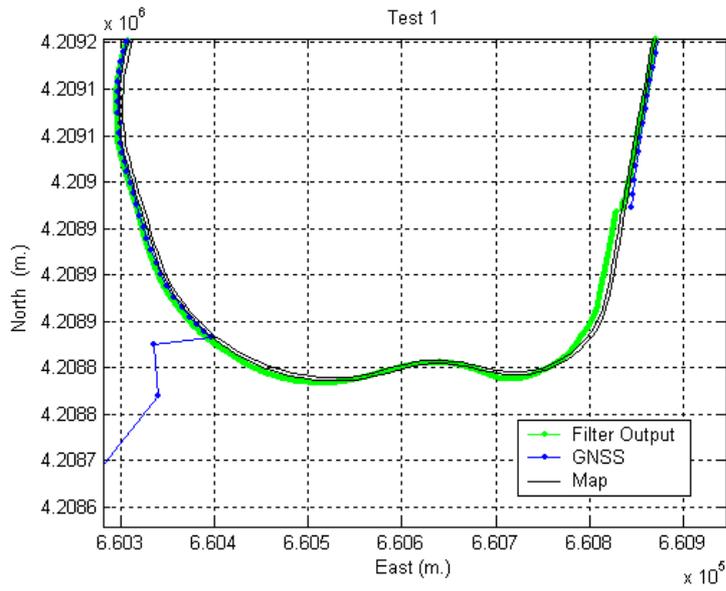
### CONTINUOUS POSITIONING

In order to supply high integrity positioning, a continuous reliable solution is essential. In figure 19, the GNSS/SBAS/INS filter solution during a GNSS coverage gap of approximately 30 seconds and 500 meters is shown. As observed, the position drifts as time goes by, as a consequence of the integration process already commented. However, the drift when the GNSS coverage is recovered is not higher than 5 meters (figure 19.b), and the difference between the map reference and the filter output stays below 5 meters during the whole period without satellite coverage. Note that, in order to simplify the result evaluation, the departure point of the vehicle's trajectory has been displaced to the origin.

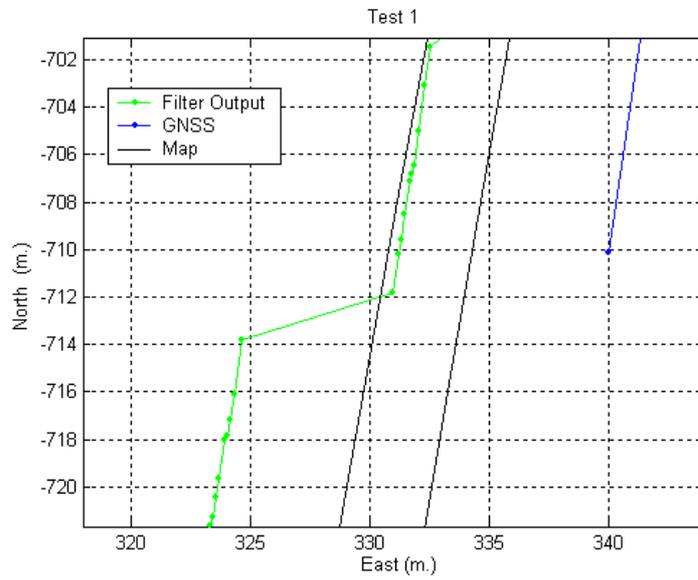
### Trials in Wide Open Environments

In order to evaluate the GNSS/SBAS/INS navigation system performance in wide-open environments, several tests were performed on highways and roadways nearby our University Campus. A trajectory of 30 minutes and 24 km., starting from the Campus of Espinardo and going along highways (A7, Autovía del Noroeste) and minor roads (MU-30, N-301), has been selected for its presentation in this summary. The results are presented by using the AVANT application (detailed in Appendix A). This application permits either real time visualization of the vehicle's movements on a GIS map, or an ulterior simulation with the real measurements logged during the test.

The vehicle positions logged by our navigation system are shown in figure 20. Due



a) Coverage outage detail



b) Recovering coverage detail

Figure 19: GNSS long time outage.

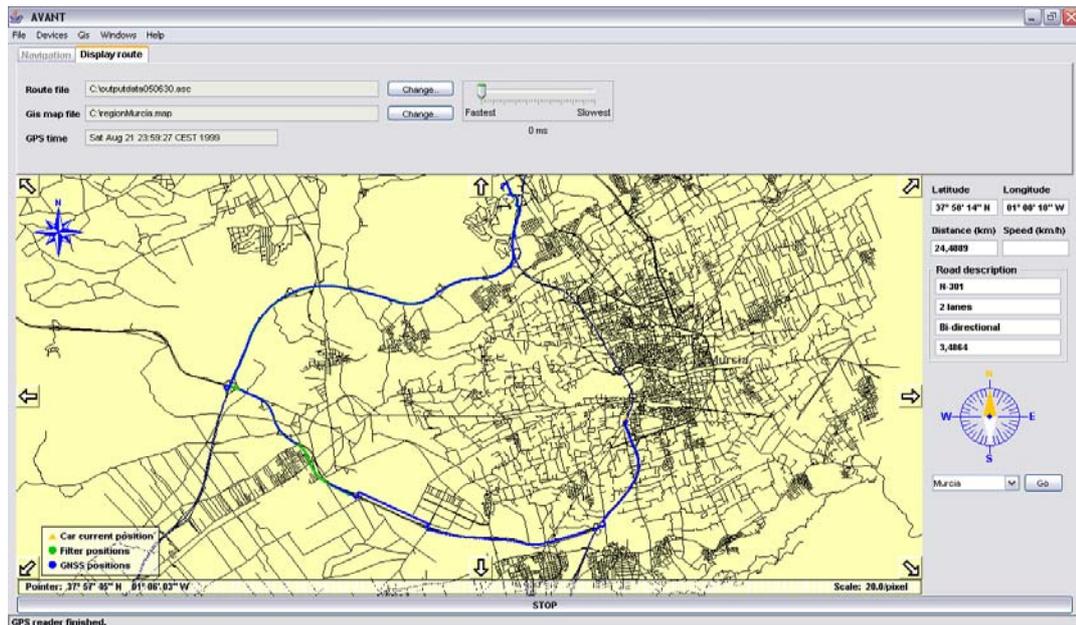


Figure 20: Trajectory Espinardo–A7–Autovía del Noroeste–N301 presented in the AVANT application.

to the impossibility of using custom-made maps for long distance tests, Navteq maps were employed as road references in this test, and thresholds of 20 meters for the horizontal position error of the map must be considered. In this figure, there are two clear outages of the GPS signal. On the left, a period of 5 seconds coverage gap is perfectly supplied by the aiding positioning sensors. In the lower left part, a long distance gap (1.1 km.) is due to a tunnel in the highway. As observed in the figure, reliable continuous positioning is achieved during this period. When the GPS coverage is recovered, the difference between the filter output position and the map reference is not higher than 5 meters.

### **Trials in Urban Environments**

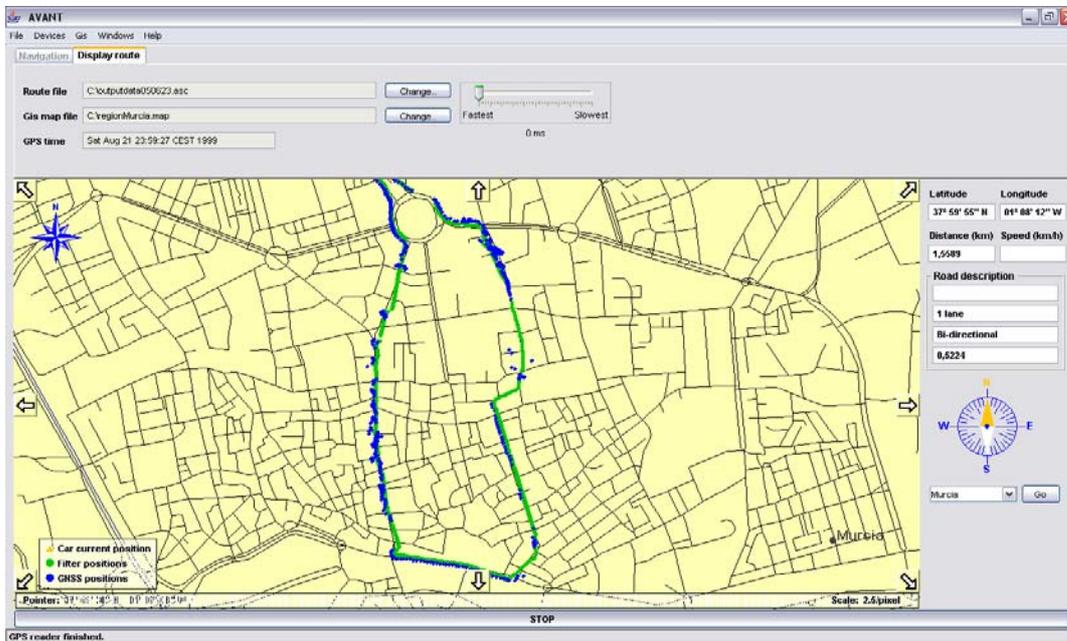
Urban areas are probably the most unfriendly environments a navigation system has to deal with. SIS (Signal In Space) blockages, flat surfaces causing multipath propagations or traffic jams are just a few causes for the system to fail. For these reasons, urban areas are ideal environments for testing high quality navigation systems. Figure 21.a shows a top view of Murcia downtown area. The streets selected for this test are those which present the worst traffic and satellite visibility conditions. As expected the satellite positions were available only during the 60% of the time (where the total amount is 30 minutes and 10 km. travelled) without taking into consideration rejected GNSS positions due to multipath errors.

A detail of the trajectory during the most conflictive zone is presented in figure 21.b. The advantages of using an aiding positioning system for the GNSS solution are clearly shown. The blue dots represent GNSS positions, and the green ones the

## Summary



a) Murcia downtown (photo by GoogleEarth ©)



b) Vehicle trajectory in the AVANT application

Figure 21: Urban test area.

positions supplied by the filter. The plot shows the high level performance of the navigation system, even during the frequent GNSS gaps, and avoiding often wrong GNSS positions. Not having the possibility of a more accurate reference to evaluate the system results, the coincidence between the position filter outputs and the Navteq map presents the GNSS/SBAS/INS integrated system as a successful navigation system also in city environments. However, the disadvantages of using a low-cost RSE are also visible in the plot. In the upper part of the figure, during a short period without GNSS coverage, the filter output stays in the last available GNSS position. These unusual problems, more frequent in traffic jams, are due to very low values of the vehicle's velocity and acceleration. The ABS based odometry system cannot distinguish small values in the velocity wheels (below 3 km/h.), and the low cost accelerometers do not measure properly very low accelerations. By using more expensive sensors these undesirable situations would be solved, with the consequent increase of the onboard unit cost.

### **Trials with Abrupt Maneuvers**

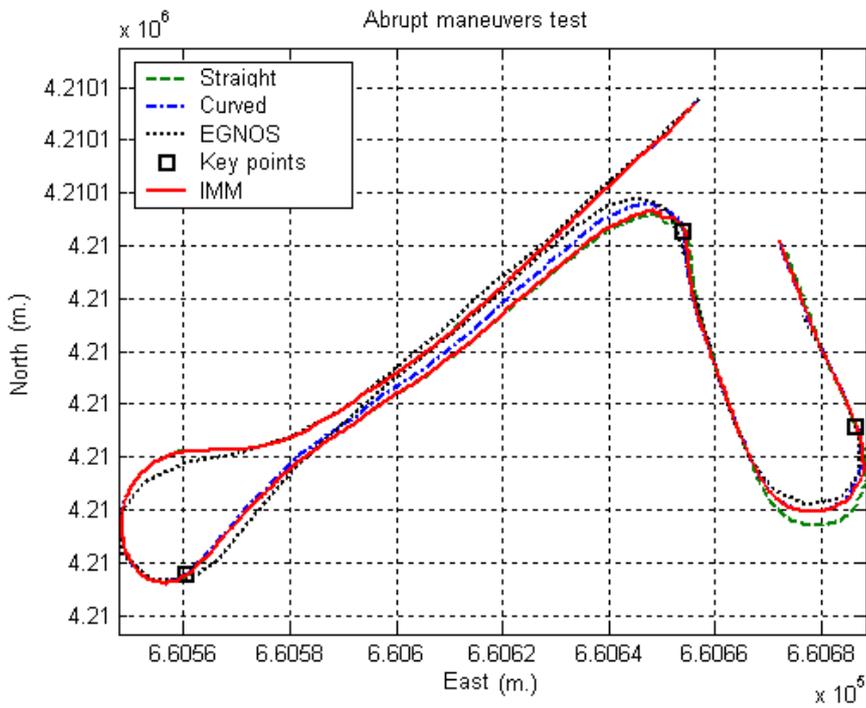
In most of the usual situations for a road vehicle, a model representing a straight trajectory as the one presented in this thesis works correctly. However, when sharp turns and abrupt maneuvers are performed, this model cannot represent properly the vehicle's behavior, and the use of curved trajectory models is advisable. Unfortunately, the assumption of every vehicle's movement as a curve, increases the noise considerations of the model, having repercussions on the position quality. The IMM filter implemented in this thesis runs both filters (straight and curved) in parallel, estimating the probabilities of defining the vehicle's behavior for both models, and offering a unique common solution by mixing both filtering processes according to the movement features at every scan. Since sharp turns and abrupt maneuvers are usually performed in short distance situations, such as urban environments or indoor maneuvering, no GNSS information was supplied to the filter during these tests.

In figure 22 a top view of the test zone (a) and the IMM solution (b) for the vehicle's trajectory are shown. The nature of the Markov transition process generates the switching aspect of the solution, where the periods of dominance of one model correspond to high probability values for this model. In the upper part of the figure 23.a the value of the statistical distance during the trajectory is shown. In figure 23.b how a decrease in the distance value for the straight model increases its probability is visible. According to the lower image of the figure 23.a, key points for the probability values are scans 220, 450 and 633. The vehicle positions at those scans are marked with a black square in the trajectory image (figure 22.b). As observed, these moments correspond to abrupt maneuver changes, from straight trajectories to curve ones, and vice versa.

Since real trials were performed, no certain values for the vehicle positions are available. Nevertheless, the EGNOS positions, serve as the best reference for our tests. The maximum position error achieved by the navigation system stays below the CEP value offered by the EGNOS receiver used (3 m.). The suitability of the IMM filter implemented in this thesis for vehicle positioning under unfriendly conditions is proved.

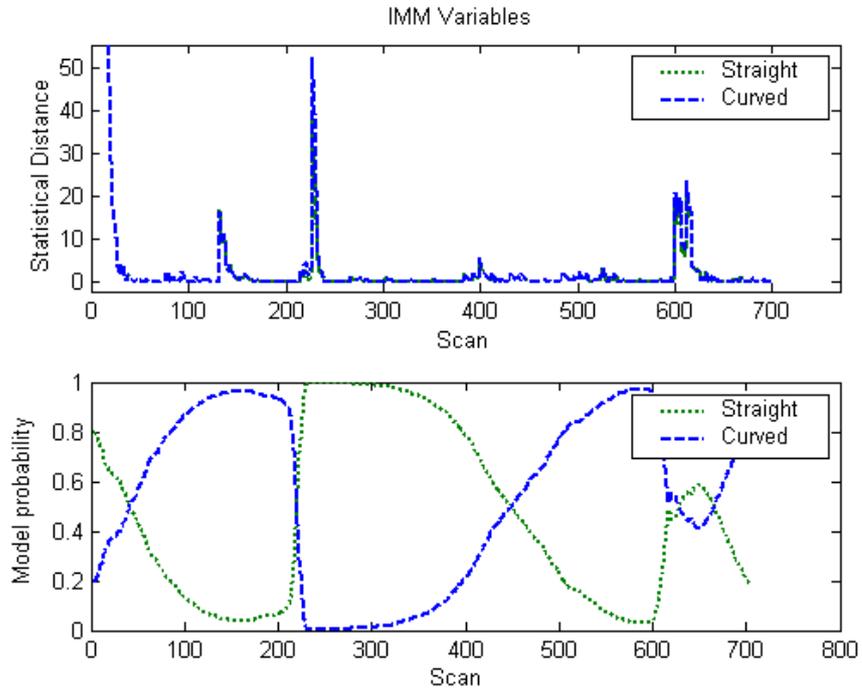


a) Test zone (photo by GoogleEarth ©)

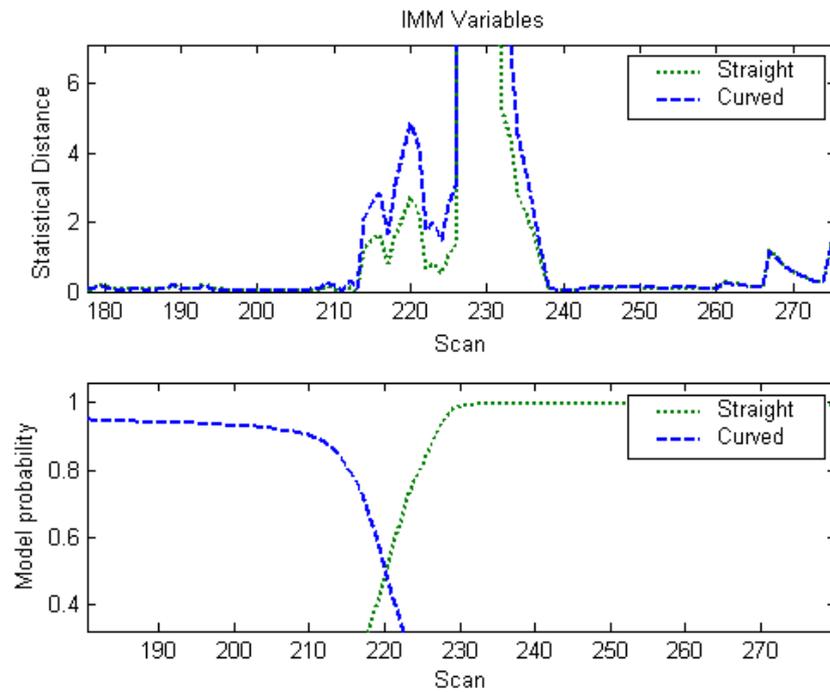


b) IMM solution

Figure 22: Abrupt maneuver test.



a) Whole trajectory



b) Detail

Figure 23: IMM test variables.

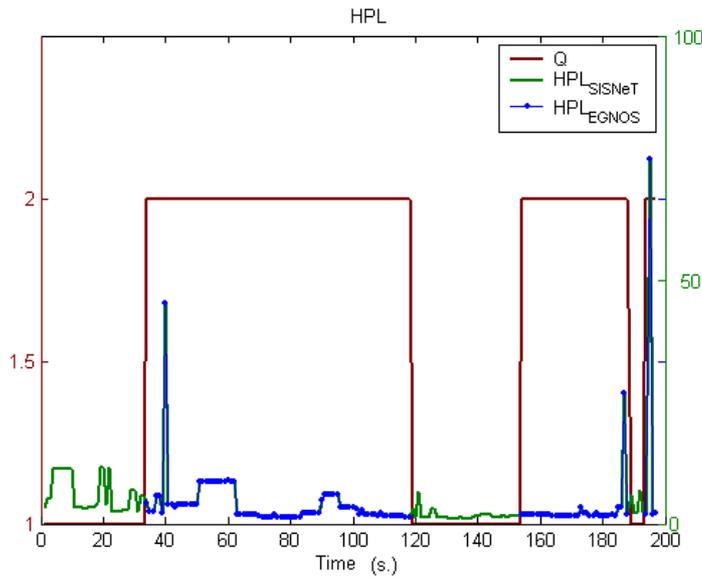


Figure 24:  $HPL_{SBAS}$  values during a city trajectory.

### 0.4.3 Integrity Monitoring

Most of the GNSS sensor manufactures provide extra information relative to satellite position and status, type of GNSS solution and its quality. In terms of the integrity parameters for the current position, most of the receivers are based on GDOP (Geometry Dilution Of Precision) calculations. Various parameters are based on this concept: PDOP (Position Dilution Of Precision), TDOP (Time Dilution Of Precision), HDOP (Horizontal Dilution Of Precision), and VDOP (Vertical Dilution Of Precision). The algorithms used to calculate these values can be found in [39]. All of them are based exclusively on the satellite constellation geometry used in the GPS solution, and errors caused by wrong distance measurements to the satellites are not considered. In order to mitigate this lack, EGNOS offers to their client equipments the possibility of calculating an indicative value of position integrity which considers pseudorange errors. This factor, named the Horizontal Protection Level, or  $HPL_{SBAS}$ , can be calculated as explained in [49].

The value of the  $HPL_{SBAS}$  parameter logged during a city trajectory is displayed in figure 24. As we have previously seen, the  $HPL_{SBAS}$  value can be obtained either via SISNeT or EGNOS. In the plot shown, the  $HPL_{SBAS}$  parameter was calculated via SISNeT. The position quality is shown in red, where  $Q = 1$  means GPS quality (so there is no  $HPL_{SBAS}$  available without SISNeT) and  $Q = 2$  means EGNOS quality. As observed, during urban trajectories gaps of 30 seconds in the geostationary satellite are frequent. This real test shows two important things: firstly, we can affirm that in built-up areas, the  $HPL_{SBAS}$  values are high, and secondly, no continuous provision of integrity information is guaranteed by EGNOS. Bad satellite constellation geometry (typical in city environments) and the degradation of the parameters required for its calculation during short SBAS reception gaps, are typical reasons for high values and

spikes of the  $HPL_{SBAS}$  parameter. In our test, SISNeT is proved as useful to improve the integrity information availability. Nevertheless, the dependence of the GPS coverage, specially poor in urban areas, encourage the implementation of a continuous integrity parameter, which should not be based exclusively on GNSS information.

### The Horizontal Trust Level Parameter

The integrity parameters previously seen based exclusively on GNSS can neither guarantee continuous integrity monitoring, nor describe the quality of the position based on multisensor navigation systems. A parameter which completely describes the positioning quality, without availability interruptions and considering practical situations must be used. The HTL (Horizontal Trust Level) parameter [50] represents the level of reliance on the current position, depending on the sensor variances and the current state.

As previously seen, one of the main Kalman filter features is the provision of the vehicle state and state covariance (matrix  $P$ ). Since the two first variables of the vector state,  $x$  and  $y$ , are the North and East UTM coordinates of the vehicle's geometrical center respectively, the submatrix  $P_{xy}$ , represents the two-dimensional quadratic form of the squared position error with 1-sigma scaling,

$$P_{xy} = \begin{bmatrix} \sigma_x^2 & \sigma_{xy}^2 \\ \sigma_{yx}^2 & \sigma_y^2 \end{bmatrix} \quad (54)$$

Since  $\sigma_x$ ,  $\sigma_y$  and  $\sigma_{xy}$  are real valued and positive, and  $\sigma_{xy} < \sigma_x, \sigma_y$ , thus,  $P_{xy}$  is symmetric and positive definite and describes an ellipses. Equation 7.2 calculates the higher of the two eigenvalues of  $P_{xy}$ ,  $\lambda_{max}$ , maximum value for the horizontal position variance.

$$\lambda_{max} = \frac{\sigma_x^2 + \sigma_y^2}{2} + \sqrt{\left(\frac{\sigma_x^2 + \sigma_y^2}{2}\right)^2 + \sigma_{xy}^4 - \sigma_x^2 \sigma_y^2} \quad (55)$$

Defining the parameter HTL as 6-sigma radius of the horizontal circle around the true position (99,99999% of the computed fix, assuming gaussian distributions), then the HTL parameter will be calculated as

$$HTL = 6\sqrt{\lambda_{max}} \quad (56)$$

Figure 18.a (closed circuit trials section) presents the selected trajectory for studying the HTL parameter. Periods of GPS and SBAS gaps up to 30 seconds long and spurious GNSS positions due to SIS rebounds nearby the antenna are observed. As seen in the trial section, the multisensor filter designed in this thesis guarantee uninterrupted high quality positioning. In figure 25, the position quality (Q), the HTL parameter, and the North & East GPS coordinates are presented. In the upper graph,  $Q = 2$  indicates EGNOS quality,  $Q = 1$  single GPS, and  $Q = 0$ , no GPS position. No integrity information would be available during the frequent periods of GPS outage. Additionally, the geostationary satellite is often missed, still with enough GPS satellites in view.

## Summary

---

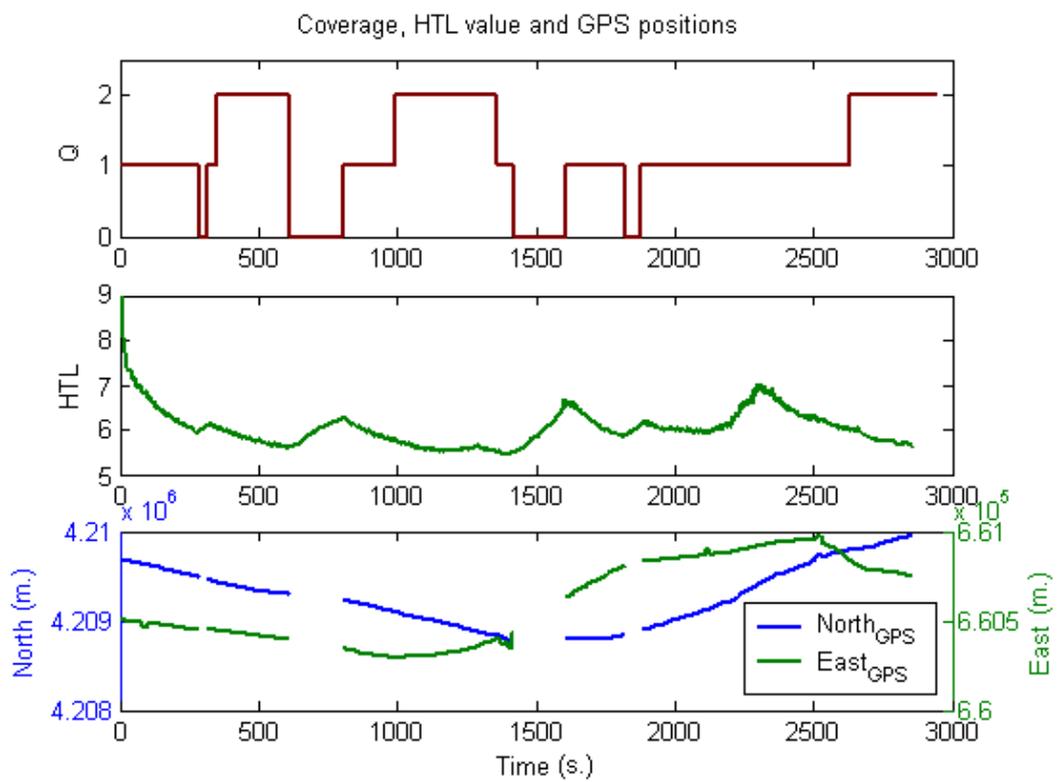


Figure 25: Coverage, HTL values and GPS UTM coordinates.

In the central figure, the HTL value (calculated according to the equations 54-56) presents significant dependence on the GPS coverage and the filter rejections for avoiding multipath errors. The position reliability decreases due to the integration process performed by the filter. When the geostationary satellite is visible, values of the HTL parameter are close to 6. As can be seen in the figure, despite of the often coverage outages, trust levels on the positioning during the whole trajectory can be considered as high integrity values, staying below 7 meters the most of the time.

The HTL parameter is proved as a useful estimate of the system integrity for applications demanding uninterrupted monitoring. However, its high dependence on the values of the filter parameters must be considered when comparing the results achieved by different implementations.

### 0.4.4 Fraud Prevention

An important feature critical for the viability of a RSE suitable for mass market applications (such as road pricing systems, freight management, etc.) is the fraud prevention. The fraud prevention problem must be carefully considered when the user is responsible of the maintenance and performance of the unit. If it is not easy to achieve a reliable solution assuming the most friendly user, the situation becomes much more difficult when the user does not want the system to succeed. Besides legal policies, a technical enforcement is highly recommended to guarantee the proper performance of the system. For example, in many of the actual toll collecting systems for roadways, enforcement is implemented via video control, detecting number-plates and checking these numbers with those registered in the database. These video systems raise the price significantly, getting further and further from the low cost solution planned. A low cost enforcement implemented in the onboard unit is recommended. The nature of the inertial measurements used in our navigation system, supplies ideal anti-cheating enforcement for GPS sensors. As inertial units do not emit magnetic or radio waves, they are neither detectable nor susceptible to jamming problems. Thanks to the validation processes performed in the filter, false GPS measurements will be rejected, and the solution provided by the navigation unit will not be corrupted. Thus, GPS jamming techniques will not affect the GNSS/SBAS/INS system performance, impeding the unfriendly distortion of the system position.

## 0.5 Thesis Conclusions

The main objective of this thesis is to solve the positioning problem of road vehicles for high quality demanding applications in real environments, including unfriendly ones. For this purpose, the investigations were focused on the actual navigation techniques and technologies to solve this problem. The main conclusions and contributions of this thesis are now presented.

The results of using double constellation sensors, and the SBAS corrections for the GPS position were presented. In the test performed with a GLONASS/GPS sensor, limited improvements of the solution were achieved. These results do not presage

## Summary

---

important future improvements by using a GPS/GALILEO sensor, but we have to bear in mind that the current state of the GLONASS system is not comparable with the performance level of the incoming European system. On the other hand, the European EGNOS and SISNeT SBAS systems have been found as very useful to improve the quality of the GPS position. A valuable increase of the GPS position accuracy, and more realistic integrity monitoring are their main benefits.

Regarding GNSS aided positioning systems, according to our tests and the present literature, traditional solutions cannot fulfill actual user integrity requirements. Often, good solutions are achieved in friendly environments, but false measurements and drifts are frequent and hinder their use in more demanding applications.

The GNSS/SBAS/INS integrated system developed in this thesis has been proved as a reliable solution in hostile environments, such as built-up areas, tunnels, crossing roads, etc. Thanks to the use of redundant information coming from different sensors, the system is able to provide position during outages of sensor measurements. Hardware and software failures are foreseen and false measurements detected. Problems such as multipath GPS errors are efficiently erased.

Continuous integrity monitoring is essential for critical applications. The need of an uninterrupted tracking of the position quality is fulfilled by using the HTL parameter integrated in our navigation system. Traditional integrity parameters, based exclusively on the GNSS errors cannot provide continuous and fully meaningful integrity information, as they model only few aspects of the total solution. As shown in this thesis, the HTL parameter calculation, based on the sensor variances and the state of the vehicle, supplies reliable realtime information of the integrity state of the solution.

Concerning the fraud prevention issue, the use of inertial measurements in the navigation system has been found as suitable to supply reliable positioning under jamming conditions.

With regard to the price, the challenge of a mass market RSE can be only achieved by using low cost units. The most expensive aiding sensors used to develop the navigation solution presented in this thesis are the MEM gyroscopes, with a tag price of a few ten of euros per piece. In contrast to other existent solutions, MEM sensors are immune to vibrations and resistant to high accelerations. Unfortunately, signal noise and high drifts (specially dependent on the temperature) are also usual, and techniques to compensate this undesirable behavior should be implemented. Finally, a GNSS/INS integrated solution can reduce significantly the price of the sensors, not being necessary high quality single units, thanks to the use of redundant information.

The results presented in this work, show a high quality positioning system, capable to provide continuous and reliable integrity information to the user. The filter implemented supplies precise positioning under unfriendly conditions. Numerous tests performed in closed circuit, wide open areas, urban environments and abrupt maneuver situations prove the GNSS/SBAS/INS navigation system developed as a complete solution for real driving situations. However, further improvements must be achieved. In very specific conditions, the use of low cost sensors causes undesirable performances. Future researches must be focused on the improvement of the positioning quality without increasing the unit price.

Finally, the next items resume the main thesis contributions:

- The main global contribution is the complete development of a high integrity navigation system for land vehicles in unfriendly environments, capable to accomplish actual performance requirements regarding location based service applications with a reasonable cost. In order to achieve this objective some other contributions of interest, presented next, were reached.
- A complete study of the viability of a solution for the high integrity navigation problem based on GPS, GPS/GLONASS, GPS/EGNOS, GPS/EGNOS/SISNeT, and their combinations with other assistance positioning systems has been done.
- In order to fuse all the information coming from the different sensors in the most efficient way, a multisensor data fusion filter based on the extended Kalman filter and capable to detect and avoid spurious measurements was developed. Additionally, the filter is able to decide any time on which kinematical model better defines the vehicle's behavior, adapting the solution provided and improving the results obtained separately by given models.
- Finally, a position trust level is provided to the user via integrity information parameters. This integrity information is supplied uninterruptedly, and represents in a reliable manner, the whole navigation system performance, versus the actual solutions based exclusively on GNSS errors, with their consequent lacks in meaningful information and temporal gaps.

## 0.6 Papers and Conference Materials

The main papers and conference materials obtained as a consequence of the thesis research are next enumerated. Short descriptions of the main contributions to the thesis problem are given.

**The MIMICS Project: An Application for Intelligent Transport Systems.** H.Martínez, M.A.Zamora, R.Toledo, B.Úbeda, A.F.Skarmeta. : *IEEE International Intelligent Vehicles Symposium (IV-2003)* Intelligent Vehicles Symposium, 2003. Proceedings. IEEE Volume , Issue , 9-11 June 2003 pages: 633–638 ISBN: 0-7803-7848-2. Ohio, USA .November 2005.

**Description:** This paper shows an ITS application developed using a framework for developing mobile robot applications. The thesis researches focused on the hardware and software framework to be implemented in the SatAnt vehicle are presented.

**Mimics Project: Evaluating EGNOS (GNSS-I) for Supporting ITS Applications.** A.F.Skarmeta, H.Martínez, M.A.Zamora, B.Úbeda, D.Alonso, R.Toledo. *10th World Congress and Exhibition on Intelligent Transport Systems and Services (ITS'03)*. Proceedings of the 10th World Congress and Exhibition on Intelligent Transport Systems and Services. Publisher: Traffic Technology International Madrid, Spain. November 2003.

**Description:** This paper presents preliminary results of the thesis researches for evaluating the ESTB (EGNOS System Test Bench) Signal.

## Summary

---

**A Framework for Testing ITS Applications based on GNSS/EGNOS Sensors.** M.A.Zamora, R.Toledo, B.Úbeda, H.Martínez, L.M.Tomás, J.Tornero, A.F.Skarmeta. *FISITA World Automobile Congress* Proceedings of the World Automobile Congress FISITA 2004, Publisher: STA. Barcelona, Spain. May 2004.

**Description:** A hardware/software architecture for ITS applications is presented. The research done in the thesis regarding the development of hardware and software architectures supporting ITS applications are presented here.

**A Precision Positioning System Based On EGNOS-SISNET/INS Navigation for an Autonomous Vehicle.** R.Toledo, M.A.Zamora, B.Úbeda, H.Martínez, A.F.Skarmeta. *Intelligent Transport Systems in Europe Congress and Exhibition* Proceedings of the Intelligent Transport Systems in Europe Congress and Exhibition by ERTICO. Budapest, Hungary. May 2004.

**Description:** The first successful GNSS/INS integrated filter developed in this thesis work, is presented in this paper. The results achieved encourage the exploitation of the GNSS/INS fusion.

**A Study of a Simple Transportation Problem Applying Uncertain Variables.** R.Toledo. *15th International Conference on Systems Science*. Conference Proceedings. ISBN: 83-7085-805-8, vol II. pp. 339-345. Wroclaw, Poland. September 2004.

**Description:** The results of the investigations concerning Data Association for Positioning Filters are presented in this paper. A new approach by using Uncertain Variables is considered.

**An Application on Uncertain Variables to the Intelligent Transport Systems.** R.Toledo. *25th International Conference on Information Systems Architecture and Technology, ISAT'2004* Proceedings of the Conference: ISBN: 83-7085-813-9, vol I. pp. 311-317. Szklarska Poreba, Poland. September 2004.

**Description:** Further achievements in the uncertain variable theory applied to the positioning problem are presented in this paper.

**An Integrity Navigation System based on GNSS/INS for Remote Services Implementation in Terrestrial Vehicles.** R.Toledo, M.A.Zamora, B.Úbeda, A.F.Skarmeta. *The 7th International IEEE Conference on Intelligent Transportation Systems*. 2004 IEEE Intelligent Transportation Systems Conference. ISBN: 0-7803-8500-4. Vol IV. pp.477-480 Washington, USA. October 2004.

**Description:** The research approach to the new location based services for remote applications of navigation systems, such as freight management, road pricing systems, etc., is presented in this work.

**Problemática Asociada a los Sistemas de Peaje Electrónico Basados en GNSS.** P.Catalá, S.Montes, B.Úbeda, R.Toledo. *Jornadas Técnicas de la Infraestructura de Datos Espaciales de España* Conference Proceedings. Zaragoza, Spain. November 2004.

**Description:** A concrete remote application which requires high integrity positioning is presented: the electronic toll collect. These investigations are an important part of this thesis work.

**A Theoretical and Practical Analysis of the GNSS based Road Pricing Systems, considering the EGNOS/SISNeT contributions.** B.Úbeda, R.Toledo, J.G.Jordán, S.Montes. *2nd ESA Workshop on Satellite Navigation User Equipment Technologies NAVITEC '2004* ESA - WPP239. Noordwijk, the Netherlands. December 2004.

**Description:** Selected results of the application of the navigation system prototype to the road pricing problem are presented. The paper is focused on the technical difficulties the navigation system has to deal with, and the road side equipment requirements in different real scenarios.

**A Test of a GNSS/INS integrated Navigation System for Remote Services in Terrestrial Vehicles.** R.Toledo, B.Úbeda. *6th Geomatic Week: High resolution sensors and their applications* Proceedings of the 6th Geomatic Week: B-8737-2005. Barcelona, Spain. February 2005.

**Description:** In terms of the remote service orientation, the results achieved so far regarding the navigation system quality are presented.

**A High Integrity Low Cost Positioning System for Location Based Services.** R.Toledo, B.Úbeda, J.Santa, M.A.Zamora, A.F.Skarmeta. *5th International Conference on Transport Systems Telematics.* Transport System Telematics. ISSN 0209-3324. ISBN 83-917156-3-9. Katowice, Poland. November 2005.

**Description:** The main features of the final GNSS/SBAS/INS integrated navigation system developed in this thesis are presented. Selected results and the conclusions reached in frames of the thesis work are shown.

**A Facility For GPS/EGNOS Signal Monitoring.** J.Santa, B.Úbeda, R.Toledo, C.Sotomayor. *ESA Workshop on EGNOS performance and applications* (In press) Gdynia, Poland. October 2005.

**Description:** Some of the facilities employed in this thesis research are presented. The paper is focused on the integrity monitoring.

**Avant: A Wide Range Utility for GPS-EGNOS Navigation System User.** C.Sotomayor, R.Toledo, B.Úbeda, J.Santa. *ESA Workshop on EGNOS performance and applications* (In press) Gdynia, Poland. October 2005.

**Description:** The Avant application, a wide range application developed in frames of the thesis research is presented. The application allows the design and validation of navigation systems, permitting the configuration of the navigation system used, and supplying integrity information to the user.

## Summary

---



Universidad de Murcia

Departamento de Ingeniería de la Información y las Comunicaciones

Un Sistema de Navegación  
de Alta Integridad  
para Vehículos en Entornos Desfavorables

Tesis Doctoral

Realizada por:

*Rafael Toledo Moreo*

Supervisada por:

*Dr. D. Antonio Fernando Gómez Skarmeta*

*Dr. D. Miguel Ángel Zamora Izquierdo*

Murcia, noviembre de 2005



# Capítulo 1

## Introducción y Objetivos

### 1.1 Introducción

La tesis “Un Sistema de Navegación de Alta Integridad para Vehículos en Entornos Desfavorables” surgió en el marco de la investigación dedicada a los Sistemas Cooperativos Inteligentes, existente en el grupo de investigación de Sistemas Inteligentes, Departamento de Ingeniería de la Información y las Comunicaciones, de la Facultad de Informática de la Universidad de Murcia. Una parte importante de dicha línea de investigación estudia los Sistemas de Transporte Inteligente (ITS en la literatura de habla inglesa). Ejemplos de trabajos anteriores a esta tesis los podemos encontrar en la tesis “Navegación en Robótica Móvil y Conducción Automatizada”, de Miguel Ángel Zamora Izquierdo [1], o el proyecto final de carrera “Diseño y Análisis de un Sistema de Navegación GPS/INS Integrado mediante un Filtro Estadístico de Fusión Sensorial”, realizado por mi mismo y dirigido por Miguel Ángel Zamora Izquierdo y Humberto Martínez Barberá [2]. La elaboración de esta tesis doctoral surge como consecuencia de la necesidad de afrontar las carencias que los actuales sistemas de navegación poseen, frente a las demandas cada vez más exigentes por parte de los usuarios.

Este trabajo se enfrenta al siguiente problema relativo a los sistemas inteligentes de transporte: En los sistemas de navegación actuales, es un requisito indispensable para llevar a cabo las tareas asignadas a vehículos y robots móviles, la garantía de continuidad en la precisión de la solución. Más allá de la precisión, el objetivo a alcanzar por todo sistema de navegación es la integridad. El concepto de integridad de un sistema de navegación engloba fiabilidad de la sensorización pero además consistencia de los modelos implementados y capacidad de reconocimiento de fallos. Un sistema íntegro deberá por tanto detectar los fallos en las medidas cuando éstos ocurran y actuar ante ellos corrigiéndolos, desoyendo esa información errónea o rebajando el nivel de actuación del sistema e informando al usuario.

El sistema de posicionamiento de un vehículo móvil responde a la pregunta dónde está dicho vehículo, o siendo más rigurosos, dónde está con referencia a qué. Existen numerosos sistemas de sensorización que ofrecen resultados satisfactorios en condiciones controladas. Sin embargo, estas soluciones no garantizan sistemas íntegros, y además pierden integridad a medida que aumentan las distancias recorridas y empeoran las condiciones del entorno del móvil. El objetivo principal de esta tesis será resolver el

## Capítulo 1. Introducción y Objetivos

---

problema de la navegación para entornos desfavorables. Estos pueden ser entornos con problemas de visibilidad de satélites o de cobertura celular, terrenos deslizantes, desconocidos, cambiantes, aquellos en los que tenemos que realizar maniobras bruscas, etc. En definitiva, llamaremos entorno desfavorable a aquel que presente algunas de estas condiciones adversas para el funcionamiento del sistema. Para conseguir este objetivo emplearemos diferentes sistemas sensores de forma simultánea. El procesamiento de las señales procedentes de distintas fuentes mediante técnicas de fusión sensorial permite mejorar la respuesta ofrecida por los sensores consiguiendo un sistema más robusto, preciso y, por tanto, una solución más íntegra.

Además de abordar los temas propios de los sistemas inteligentes, la tesis estudia los problemas relativos al procesamiento sensorial y la fusión de datos, como herramientas útiles para conseguir un sistema de navegación de mayor calidad.

### 1.2 Objetivos

El objetivo principal de la tesis doctoral es desarrollar un sistema de bajo coste y alta integridad para el posicionamiento de vehículos que circulan por carreteras mediante la fusión de la información procedente de sensores de radionavegación y sensores autónomos tales como sensores inerciales y odométricos, además de referencias cartográficas. Este sistema debe ser verificado mediante su aplicación en problemas concretos relacionados con la navegación de vehículos. A partir de este objetivo, surgen otros objetivos para las investigaciones realizadas en esta tesis doctoral.

En primer lugar, la tesis debe ofrecer una visión clara de las posibles soluciones al problema del posicionamiento de un vehículo por carretera. Si bien algunas de las aportaciones realizadas y de las conclusiones alcanzadas se podrían inferir a otro tipo de sistemas de transporte, una solución válida para el problema planteado en esta tesis no tiene por qué funcionar en otro tipo de aplicaciones. Como consecuencia de este trabajo de tesis doctoral, podremos saber qué solución se adapta mejor a nuestra aplicación. Pero antes de avanzar más, conviene aclarar qué entendemos por una solución al problema de la navegación. Este concepto engloba aspectos tanto hardware como software. Por un lado, qué sistema de sensorización emplearemos como fuente de medidas. Para ello nos centraremos en las principales necesidades del usuario en relación al coste deseado de la unidad de navegación. En segundo lugar, qué arquitecturas y algoritmos de fusión de datos ofrecen resultados más acordes con las necesidades del usuario y las prestaciones de la sensorización. Por ejemplo, un usuario que requiera posicionamiento cada minuto, podría prescindir de sensores de alta frecuencia y reducir el precio final del producto. Sin embargo, un usuario que desee emplear el sistema para asistencia en maniobras a poca velocidad y de alto riesgo, deberá priorizar la información relativa a la actitud del vehículo a alta frecuencia (su orientación en los tres ejes coordenados), y podría prescindir de un sensor GNSS (*Global Navigation Satellite System*) de alta gama, innecesario en este caso.

Otro importante objetivo de esta tesis es el estudio de la viabilidad técnica de la integración de sensores de navegación por satélite, GPS, GLONASS y EGNOS/SISNeT (*Global Positioning System, Global Navigation Satellite System, European Geostatio-*

nary Overlay System y Signal In Space through the Internet respectivamente), evaluando las posibilidades de conseguir alta precisión en caso de pérdida de señales GPS o en condiciones de interferencia. Las pruebas realizadas nos ofrecerán las conclusiones sobre esta viabilidad.

Un aspecto clave de la tesis es el desarrollo de un algoritmo de fusión de datos para el posicionamiento de vehículos capaz de ofrecer alta integridad al usuario. Para ello se analizarán e implementarán numerosos algoritmos presentes en la literatura actual y se desarrollará un algoritmo propio de fusión de información. Este algoritmo emplea algunas de las técnicas de fusión sensorial empleadas para la navegación aeroespacial adaptadas a la navegación de vehículos terrestres. El problema no es sencillo, y muchas de las consideraciones realizadas para el aire no sirven en la carretera. Para ello, desarrollaremos los modelos de comportamiento necesarios, tanto para el vehículo, como para los sensores. Los resultados obtenidos con la solución propuesta en esta tesis presentan notables mejoras respecto a los métodos tradicionales.

La garantía de integridad en la respuesta dada por el sistema a la solución es hoy en día una necesidad. Algunas aplicaciones actuales, tales como el seguimiento de flotas de vehículos, el transporte de mercancías peligrosas o de vehículos especiales, la localización precisa de máquinas quitanieves, o un sistema de peaje electrónico como el que presentaremos en este documento de tesis, implican millones de usuarios, necesitando al mismo tiempo esta garantía en la solución. Por este motivo, el análisis de la integridad de la solución es esencial para evaluar este trabajo de tesis. Más allá de una evaluación positiva de la respuesta, el sistema tiene que ser capaz de garantizar dicha respuesta, informando de la calidad de la misma al usuario de forma continua y representativa de la verdadera fiabilidad en el estado del vehículo. Para ello, se analizarán las principales figuras de mérito<sup>1</sup> actuales, típicamente empleadas en la navegación aérea.

Finalmente, aplicaciones actuales deberán evaluar la calidad del sistema, aportando conclusiones acerca de su nivel de actuación.

## 1.3 Estructura de la tesis

El desarrollo de la tesis doctoral “Un Sistema de Navegación de Alta Integridad para Vehículos en Entornos Desfavorables” se divide principalmente en una introducción al problema planteado en la tesis y la presentación de los principales objetivos marcados para la misma (**capítulo 1**), y el núcleo de la tesis, dividido en dos partes, para el desarrollo de las investigaciones realizadas. La primera de estas partes, dedicada a los sistemas de navegación existentes actualmente, sus problemas, las tecnologías, arquitecturas y algoritmos existentes presenta los siguientes capítulos.

El **capítulo 2** ofrece una introducción a los actuales sistemas de navegación. Se definen las principales áreas de conocimiento que se tratarán en la tesis, realizando un estudio detallado del estado del arte aplicado a la problemática presentada.

---

<sup>1</sup>Del inglés *Figures of merit*, esta expresión se emplea comúnmente para denominar al conjunto de parámetros indicativos de la calidad de los datos relativos a sistemas de navegación.

## Capítulo 1. Introducción y Objetivos

---

El **capítulo 3** describe las principales claves de la navegación por satélite, la tecnología más empleada en los sistemas de navegación actualmente. Realiza un enfoque hacia los sistemas de navegación integrados, estudiando el funcionamiento de un sistema de posicionamiento global por satélite, en particular el GPS, las señales y posibles fuentes de error en las mismas, cómo modelar estos errores y cómo mitigarlos, y las limitaciones de la navegación por satélite.

En el **capítulo 4** se describen las características de los sensores inerciales, las diferentes tecnologías que los implementan, las configuraciones físicas que los soportan, las fuentes de error en sus señales, y los modelos matemáticos para definirlos.

El **capítulo 5** nos presenta en primer lugar las ventajas e inconvenientes de los sistemas de navegación integrados GPS/INS (*Inertial Navigation System*). A continuación se analizan tanto arquitecturas como algoritmos de fusión de datos para llevar a cabo esta integración, comentando las principales características de cada método.

La segunda parte del desarrollo de esta tesis, se centra en las soluciones planteadas como consecuencia de las investigaciones realizadas.

En el **capítulo 6** se describe la parte central de la solución propuesta. En primer lugar justificaremos la solución adoptada, citando las principales ventajas e inconvenientes de las soluciones expuestas en la primera parte de la tesis para el problema planteado en la tesis.

A continuación, se presenta de forma abreviada la arquitectura general de la solución, lo que facilitará la creación de una idea global del proceso de diseño. Los siguientes apartados explican con más detenimiento cada uno de los aspectos claves de la solución. Los modelos de comportamiento planteados en el vehículo y los filtros de fusión sensorial implementados. Por último, finalizaremos el capítulo con la descripción del sistema hardware implementado, incluyendo tanto los sensores de la unidad de a bordo, como la descripción de la arquitectura de comunicaciones.

En el **capítulo 7** mostraremos los resultados más significativos obtenidos en las pruebas realizadas en entornos reales mediante nuestro vehículo prototipo. Explicaremos los resultados de las pruebas realizadas con sensores GNSS, GNSS/SBAS (*Satellite Based Augmentation System*) y GNSS/SBAS/INS en circuitos cerrados, urbanos, interurbanos, entornos abiertos y en circuitos con maniobras bruscas. Además, presentaremos un análisis detallado y dedicado especialmente a la integridad en las pruebas realizadas. Finalmente, describiremos la actuación del sistema propuesto en situaciones en las que el usuario pretende un funcionamiento incorrecto del mismo.

El **capítulo 8** recoge las conclusiones de esta tesis doctoral, y resume sus principales aportaciones, además de presentar las tendencias para futuras investigaciones.

De manera adicional, se puede encontrar información de interés en los apéndices del texto. El **apéndice A** describe la aplicación AVANT, desde el punto de vista del usuario

### 1.3. Estructura de la tesis

---

del mismo, y el **apéndice B** muestra una aplicación práctica del sistema de navegación desarrollado, un prototipo para sistemas de telepeaje electrónico, también llamados sistemas de *road pricing*.

Finalmente, el capítulo dedicado a la **Bibliografía** enumera las principales referencias mencionadas en el documento de la tesis.



## Parte I

# Los Sistemas de Navegación Actuales



# Capítulo 2

## Introducción a los Sistemas de Navegación

### 2.1 Introducción

Un sistema de navegación actual es capaz de determinar la posición y velocidad de un vehículo en un instante determinado, pero además puede automatizar procesos hasta hace poco impensados, como la determinación de la trayectoria óptima para alcanzar un destino, o la guía y el control de vehículos no tripulados y proyectiles. Las formas básicas de navegación son cinco [3]:

- Pilotaje, que se basa en reconocer marcas en el terreno para situar el móvil.
- Odometría, que determina la posición actual a partir de la anterior y una estimación de la dirección y la velocidad.
- Navegación celestial, que emplea los ángulos y el tiempo transcurrido entre la vertical local y cuerpos celestes conocidos como el sol, la luna o algunas estrellas.
- Radio-Navegación, que se basa en fuentes de radiofrecuencia con localizaciones conocidas (este es el caso de los sistemas de navegación por satélite).
- Navegación inercial, que determina la posición actual conociendo la posición, velocidad y orientación inicial, midiendo las aceleraciones lineales y las velocidades de giro.

De todas ellas, la única que no requiere de referencias externas es la navegación inercial.

Estas cinco formas de navegación se pueden combinar para ofrecer mejores resultados. En esta tesis, se han estudiado las ventajas de la combinación de distintas formas de navegación con el objetivo de encontrar la solución óptima a cada problema. Para ello, se han desarrollado sistemas integrados (o fusionados) de navegación por satélite y sensores inerciales/odométricos (sistemas GNSS/INS), que presentan numerosas ventajas frente a otros y garantizan la integridad de la respuesta en aplicaciones en las que ambas por separado, u otras soluciones integradas con otros tipos de sensores no son capaces. Esto es principalmente debido a que las características de error de

uno y otro sistema son complementarias. La navegación basada en sensores inerciales es capaz de funcionar a elevadas frecuencias, pero con cotas de error crecientes. Por el contrario, los sistemas de navegación por satélite ofrecen cotas de error constantes, pero las medidas se producen a frecuencias relativamente bajas. Además las señales de los satélites no siempre están disponibles provocando períodos de navegación “ciega”. La fusión mediante el filtrado de la información procedente de ambas fuentes conjuga las ventajas de ambos sistemas, ofreciendo medidas a alta frecuencia, ininterrumpidas y con cotas de error constantes. A estas ventajas ha de sumarse la inminente creación de un sistema europeo de navegación por satélite, el sistema Galileo [4], con mejores prestaciones y un enfoque más civil que el sistema GPS americano, que garantiza la funcionalidad y el campo de aplicación futuro para las soluciones al problema de la navegación de vehículos presentadas en esta tesis.

Los capítulos 3 y 4 de esta tesis están dedicados a explicar las dos formas de navegación en las que nos centraremos en las investigaciones de esta tesis: los sistemas de navegación por satélite y los sistemas de navegación inercial.

## 2.2 Estado del Arte en los Sistemas de Navegación

Han sido numerosas las investigaciones realizadas en los últimos años en el campo de los Sistemas Inteligentes de Transporte. Concretamente, el área de los sistemas de navegación ha experimentado un gran auge con motivo de la demanda de numerosos servicios relacionados con el aumento de la seguridad y el confort de los pasajeros de un vehículo.

Gran cantidad de grupos de investigación tanto de entidades públicas como privadas dedicadas al sector del transporte han trabajado en el desarrollo de vehículos inteligentes, dotándolos de equipamientos adicionales cada vez más integrados en el conjunto del vehículo.

### 2.2.1 Arquitecturas de Vehículos Inteligentes

En lo relativo a las arquitecturas desarrolladas para vehículos inteligentes, merece la pena mencionar el vehículo NabLab, cuya versión NaLab 5 consiguió fama mundial tras la demostración realizada en el concurso NHAA (*No Hands Across America*). Este vehículo está equipado con un sistema de visión, un escáner láser dedicado a evitar obstáculos, y un sistema de posicionamiento basado en GPS y odometría, aunque su arquitectura estaba claramente orientada a su sistema de visión [5].

La Universidad de Ohio, presenta en [6], los vehículos autónomos OSU, que han realizado algunas demostraciones similares. Estos vehículos están equipados con sistemas de visión, un radar, un escáner láser y unidades de medidas inerciales.

Otra buena referencia en cuanto a sistemas de navegación dedicados a vehículos automatizados es el proyecto *California Path* [7]. Este proyecto, incluye muchos subproyectos dedicados directa o indirectamente a la automatización de vehículos.

En Europa, se están llevando a cabo algunos proyectos similares. Es interesante citar el vehículo ARCO de la Universidad de Parma [8]. Como demostración, este ve-

hículo realizó un viaje de 2000 km. a lo largo de Italia equipado con un sistema de dirección automática, controlado por un sistema de visión estereoscópico. La Investigación dirigida por Daimler-Benz con camiones es también una interesante referencia. En su vehículo pesado OTTO [9], analizaron la idea de poseer un convoy de camiones autónomos. Más tarde, en el proyecto europeo Chauffeur, se implementó un convoy de dos camiones, cada uno de ellos de 40 toneladas [10].

### 2.2.2 Fusión con Unidades Inercial

En el campo de la navegación inercial, las investigaciones presentadas en [11] suponen una de las primeras publicaciones interesantes dedicadas a los sensores inerciales desde un punto de vista comercial, presentando sus principales características. Se definen además las diferencias tecnológicas entre los sensores inerciales: los basados en anillo láser (RLG), acelerómetros de emisión vibratoria (VBA), giróscopos de fibra óptica (FOG), o de resonancia magnética (MRG), resultando un trabajo muy interesante para iniciarse en el campo de la navegación inercial.

En el campo de la fusión sensorial, merecen especial atención los trabajos realizados en la Universidad de Sidney. En [12], se presenta un sistema de navegación de bajo coste basado en sensores inerciales. Su sistema emplea un GPS de gama media y una unidad de medidas inerciales MEM (*Micro-Electro-Mechanical*) como sensores de la unidad de navegación de un vehículo autónomo. En [13] se presentan los sensores inerciales como una alternativa real al problema de la navegación y el control de robots móviles. Los mismos autores, en [14] desarrollan ampliamente los filtros empleados. Empleando sensores inerciales de estado sólido y bajo coste, implementan y aplican modelos de error a las medidas inerciales para compensar su mala actuación. Durrant-Whyte presentó su propio modelo de filtro de Kalman aplicado a la navegación por GPS en [15].

Blackman y Popoli, en [16], nos presentan diferentes algoritmos dedicados a los sistemas de seguimiento y navegación. Podemos encontrar aquí las descripciones de los principales algoritmos dedicados a esta área de la literatura actual. El interesante libro escrito por Grewal, Weill y Andrews [3] presenta fundamentos de la navegación inercial, modelos matemáticos de error a niveles de sensor y sistema, y claves básicas en la navegación por satélite. Dedicada especial atención a las fuentes de error de los sensores empleados en el filtrado de Kalman implementado en el mismo. Si bien, sus planteamientos y modelos deben ser tomados con cautela, por estar centrado en la navegación aérea. En [17] podemos encontrar un manual muy interesante sobre las técnicas de fusión sensorial. Por su parte, David Hall y Sonya McMullen definen en [18] algunas de las técnicas matemáticas más empleadas en la fusión sensorial. Una explicación de las diferencias entre las arquitecturas de integración débil y fuertemente acopladas las podemos encontrar en [19].

Diferentes modelos de filtrado multisensorial pueden encontrarse en [20]–[25]. Técnicas basadas en transportadores de fase para mitigar el problema del multitrayecto GPS, y sistemas de referencia de la orientación basados en combinaciones de medidas GPS e inerciales centran estos trabajos.

### 2.2.3 Modelos del Vehículo

En cuanto a los modelos cinemáticos, merece la pena revisar los más frecuentes de la literatura actual. Hay muchos autores que utilizan modelos similares a los utilizados en los robots de interiores [26]–[28]. En la mayoría de los casos se trata de modelos que toman como estado la posición de un punto del vehículo y su orientación. Estos modelos suelen considerar la aproximación de describir las trayectorias como un conjunto de pequeños desplazamientos de curvatura constante sobre su centro instantáneo de rotación. En este caso, teniendo en cuenta las restricciones cinemáticas ocasionadas por la dirección Ackerman del vehículo. Con una configuración Ackerman (usada en la mayoría de los automóviles), cada rueda directriz rota en ejes separados de tal forma que, la rotación de todas las ruedas se produce alrededor del centro instantáneo de rotación, el cual debe situarse en una línea que pasa por el eje trasero del vehículo. La rueda interior debe girar un ángulo mayor que la exterior, así como la rueda interior recorre menor distancia que la exterior. Los autores en [26] utilizan un modelo cinemático de cuatro estados: coordenadas cartesianas de la posición, seno y coseno de la orientación. Mediante este modelo se calcula la traslación integrando la velocidad de las ruedas delanteras dadas por la odometría, y la rotación mediante la integración de la velocidad angular del vehículo dada por un giróscopo. Estas medidas se fusionan con las dadas por un DGPS. En [28] se trata el problema del posicionamiento de robots móviles en exteriores. Los autores establecen un modelo de cinco estados donde tienen en cuenta además de la posición y orientación, las velocidades lineal y angular del vehículo, tomando diversas simplificaciones del movimiento. El propio autor reconoce la falta de precisión angular al utilizar solamente encoders en las ruedas traseras, por lo que utiliza un giróscopo y un compás electrónico para mejorar la estimación.

Stotsky [29] utiliza, para el seguimiento de trayectorias de un coche, el modelo típico de restricciones no holonómicas de un automóvil de cuatro variables: coordenadas cartesianas de la posición de un punto del vehículo, su orientación, y el ángulo de giro de la dirección. En [30] se utiliza el modelo puntual de aproximación de trayectoria por arcos desde el centro instantáneo de rotación, con tres variables de estado. En este caso, los autores consideran como entradas al modelo el desplazamiento lineal (arco) y angular entre estados del punto medio del eje trasero. Para estimar estas dos variables, consideran la simplificación de una sola rueda virtual delantera (directriz), es decir una estructura en triciclo. Durrant-White [31], utiliza las ecuaciones de movimiento de un modelo tipo “bicicleta” (considerando dos ruedas virtuales) para un AGV de transporte de contenedores de barco. El modelo cinemático utiliza las tres variables de posición y orientación, más el radio medio de las ruedas, como variables de estado a estimar. Esto permite tener en cuenta los cambios de radio de las ruedas del vehículo. El autor considera el modelo como apropiado para vehículos que se desplacen con cierta velocidad por terrenos irregulares. A pesar de que este modelo supone una mejora, sigue considerando la descripción de trayectorias como un conjunto de segmentos rectos entre muestreos (ecuaciones de primer orden), con las limitaciones cinemáticas que conlleva.

Todos los modelos mencionados hasta ahora consideran que el móvil se mueve según las ecuaciones del movimiento uniforme, donde se consideran ecuaciones de primer orden. Es decir, para pasar de una posición en un instante dado a la siguiente, sólo se

## 2.2. Estado del Arte en los Sistemas de Navegación

---

tiene en cuenta la velocidad del móvil, que además se asume constante entre muestreos consecutivos. Si embargo existen, para el caso de modelos en automóviles, estudios detallados que demuestran que estos modelos son totalmente idealizados, y no reflejan en absoluto el comportamiento de un automóvil en circulación. Si bien contemplar el estudio teórico de todos los elementos que intervienen en el comportamiento de un automóvil en circulación [37] no es el objetivo de esta tesis, si resulta adecuado analizar y tomar en consideración distintos aspectos a la hora de hacer el modelado del móvil, que permita una garantía de resultados prácticos en nuestro vehículo de pruebas en cuanto a estimación de la posición del vehículo y seguimiento de trayectorias. Para continuar exponiendo diferentes modelos cinemáticos utilizados de vehículos automóviles, cabe mencionar una serie de consideraciones comunes y problemas que no se tienen en cuenta en modelos más simplificados. Por un lado, para reducir la complejidad del problema, se considera el cuerpo del vehículo como un sólido rígido, lo que supone lo siguiente:

- En cada punto de un mismo sólido se tiene igual velocidad angular.
- Las proyecciones de los vectores velocidad sobre la línea que los une deben ser iguales.

Las consideraciones de sólido rígido permiten establecer relaciones entre las velocidades de diferentes puntos del vehículo. Por otro lado, la otra suposición importante consiste en suponer que en los diferentes estados del vehículo, éste alcanza la situación de equilibrio dinámico (sumatorio de fuerzas y momentos nulos en cada estado), lo que supone las condiciones siguientes:

- Si el ángulo de las ruedas directrices es cero, entonces el vehículo continuará con su movimiento rectilíneo a velocidad constante.
- Si el ángulo de dirección no es cero, el vehículo seguirá un movimiento curvilíneo de radio constante respecto al centro instantáneo de rotación a velocidad constante.

Realizando estas consideraciones, se puede conseguir un modelo simplificado del vehículo en cada situación. Pero la experiencia al implementar un modelo realizando estas consideraciones únicamente, ha llevado a tener la certeza de no resultar un modelo que se ajuste a la naturaleza del movimiento que describe un vehículo de este tipo, así como no modelar las fuerzas que actúan sobre el vehículo. Todo esto, relatado brevemente en [33], lleva a la conclusión que sería necesario considerar de alguna forma el deslizamiento angular que se produce en los vehículos automóviles. La modelización de los deslizamientos se suele llevar a cabo introduciendo unos ángulos de desviación angular en las velocidades que describen las ruedas [33]–[34], es decir, se modifica el ángulo que forma la velocidad en cada punto con el centro instantáneo de rotación de cada situación de equilibrio dinámico instantáneo, que es un ángulo recto en el caso en el no se produzcan deslizamientos.

Todos estos casos tratan de modelar el estado teniendo en cuenta la cinemática de las partículas que forman el vehículo y la naturaleza de las fuerzas que actúan sobre el vehículo al realizar trayectorias curvilíneas.

## Capítulo 2. Introducción a los Sistemas de Navegación

---

Scheding [33], relata la importancia de considerar los deslizamientos angulares, considerando un caso especial de vehículo. Se trata de un vehículo de carga y descarga articulado, el cual está compuesto por dos cuerpos con un eje y dos ruedas cada cuerpo, girando mediante una transmisión que varía el ángulo relativo entre los dos cuerpos. En el modelo utilizado en este vehículo, se consideran las desviaciones angulares (deslizamientos) de la velocidad de los puntos centrales de los ejes de ambos cuerpos.

En [34] proponen un modelo tipo “bicicleta” en el que se simplifica a dos ruedas virtuales las cuatro del vehículo Ackerman. Además, en este modelado se tiene en cuenta el deslizamiento producido en las dos ruedas virtuales, introduciendo en el estado la estimación de los dos ángulos de deslizamiento. La ecuación de transición de estados considera un modelo cinemático de segundo orden [35], con la aceleración tangencial como ruido blanco.

En [36] se propone un modelo más elaborado, en el que se considera que el vehículo (un AGV pesado con cuatro ruedas directrices) es homogéneo, y su estado se referencia respecto a la posición de su centro geométrico, coincidente con el centro de gravedad. Se trata en este caso de un modelo de segundo orden donde, además de la componente tangencial de la aceleración, se considera la componente normal. Estos autores introducen en el estado el ángulo de la velocidad del centro geométrico del vehículo, sirviendo de indicador de maniobras de giro según sea este ángulo aproximadamente constante o varíe rápidamente. Según esta variación, el ángulo de la velocidad se modela con una ecuación de primer o segundo orden respectivamente. Además, en el estado se introduce un ángulo a modo de sesgo que compensa la desviación angular producida por el deslizamiento en las ruedas del vehículo. Otro caso similar es el de [37], donde también se realizan consideraciones similares a las anteriores. En este caso se adopta una configuración de dos ruedas virtuales también, una en cada eje del automóvil. En el estado de este modelo se introduce el ángulo de deslizamiento de la rueda delantera (directriz), referenciada al centro del eje trasero, origen de ejes de referencia relativos al vehículo. El modelo cinemático adoptado es de tercer orden, considerando las aceleraciones (medidas por acelerómetros en los dos ejes solidarios al vehículo) aproximadamente constantes entre muestreos consecutivos.

Julier [38], realiza un trabajo bastante profundo al modelar un vehículo automóvil realizando un estudio cinemático y dinámico. Para modelar el sistema, simplifican a dos ruedas virtuales las cuatro del vehículo, y el estado en todo momento se considera respecto al centro de masas del vehículo, el cual no tiene que coincidir con el centro geométrico. En este estudio, tienen en cuenta los deslizamientos angulares de las dos ruedas virtuales, y la consideración del vehículo como sólido rígido. Esto permite establecer una relación entre los ángulos de deslizamiento de las ruedas virtuales y la velocidad del centro de masas, que es la que tiene el centro de gravedad en la condición de equilibrio dinámico respecto al centro instantáneo de rotación en cada momento. Al realizar el estudio dinámico del vehículo cuando describe trayectorias curvilíneas, se tienen en cuenta las suposiciones de sólido rígido, además de que en los diferentes estados del vehículo se alcanza la situación de equilibrio dinámico, como en el caso del estudio cinemático, describiendo el sistema trayectorias curvilíneas en torno a un centro instantáneo de rotación. Pero se realiza también la suposición de que la fuerza de rozamiento de la rueda virtual trasera es despreciable al ser únicamente motriz la

delantera, quedando la fuerza que actúa sobre la rueda trasera únicamente con la componente de la aceleración normal. Otra consideración muy importante que se realiza en este estudio, es que la componente tangencial de la fuerza de la rueda virtual delantera no es la que acelera el centro de masas del vehículo, sino que es la que se encarga de vencer el rozamiento, por lo que se desprecia la fuerza que se encarga de acelerar el vehículo, es decir, como ya hemos mencionado el estado alcanza la condición de equilibrio dinámico. Con esta suposición de equilibrio dinámico se establece la condición de equilibrio de fuerzas, las proyecciones sobre la dirección del centro instantáneo de rotación respecto al centro de masas compensa la fuerza centrípeta, y la proyección sobre el eje solidario al modelo virtual del vehículo se debe anular, al haber despreciado la fuerza que se encarga de acelerar el vehículo.

El mismo autor, teniendo en cuenta todas las suposiciones anteriores propone tres modelos, haciendo comparaciones entre ellos. En el primer modelo se asume el vehículo como un cuerpo rígido sin deslizamiento en las ruedas. Los estados que se toman en este caso son: la posición en coordenadas cartesianas del centro de masas, la orientación del vehículo, el radio de la rueda, y la velocidad angular y aceleración angular de la rueda virtual. Las entradas de control vienen dadas por el ángulo de la rueda directriz y su velocidad angular. El segundo modelo incorpora los deslizamientos de cada rueda como un parámetro desconocido que debe ser estimado. Al considerar los deslizamientos, las velocidades de las ruedas virtuales quedan desplazadas por un ángulo de deslizamiento con respecto al modelo anterior, modificándose también el centro de rotación. Según el autor, con este segundo modelo se mejora la estimación de la posición respecto al primero en un 40 % y de la orientación en un 90 %. Por último, el tercer modelo combina cinemática, dinámica y un modelo elemental de neumático. Los deslizamientos aparecen al producirse fuerzas laterales en las ruedas, y a que la distribución de la presión de la rueda con el suelo no es uniforme, dando lugar a fuerzas de fricción distribuidas asimétricamente. En condiciones normales, las fuerzas generadas en las ruedas virtuales se relacionan con los ángulos de deslizamiento mediante unos coeficientes que son utilizados para combinar el modelo cinemático con el modelo dinámico. Estos coeficientes se añaden al estado junto con las variables del modelo anterior. Además, estos parámetros solo se tienen en cuenta en los giros, ya que en rectas resultan despreciables. Los resultados obtenidos con este último modelo demuestran una mejora de la estimación de la posición, aunque la estimación de la orientación empeora.

## 2.3 Conclusiones

En este capítulo se presentó una introducción a los sistemas de navegación, indicando las diferentes opciones en cuanto a las formas básicas de la navegación. Las principales características de cada una de ellas fueron brevemente descritas, orientando ya las distintas opciones al problema de la navegación de vehículos terrestres por carreteras.

En el segundo apartado de este capítulo se hizo un repaso al estado del arte actual dedicado a los Sistemas de Navegación. En primer lugar se presentaron algunas de las arquitecturas más interesantes para vehículos inteligentes, incluyendo vehículos autónomos.

## Capítulo 2. Introducción a los Sistemas de Navegación

---

A continuación, se describen algunos de los mejores trabajos dedicados a la fusión de medidas inerciales con otros sistemas para su aplicación en sistemas de navegación. La lectura de estos trabajos servirá de base para el desarrollo de la arquitectura y el filtro de fusión sensorial orientado a unidades inerciales.

Por último, un aspecto de suma importancia en el desarrollo del sistema es el planteamiento de un modelo del vehículo que reproduzca su comportamiento ajustándose a las características del filtro. El modelo desarrollado en esta tesis está basado en los resultados obtenidos por los autores presentados en este capítulo, y la aplicación de algunas de sus ideas a nuestro problema.

# Capítulo 3

## El Posicionamiento por Satélite

### 3.1 Introducción a los sistemas de posicionamiento por satélite (GNSS)

Los sistemas de posicionamiento y navegación por satélite se basan en la determinación de la posición mediante métodos de triangulación, conocida la posición de al menos 4 satélites y de la medida de la pseudodistancia entre la posición del receptor (incógnita) y cada uno de los satélites.

En la actualidad existen dos sistemas de posicionamiento y navegación de carácter global operativos: el sistema americano *Global Positioning System* (GPS), y el sistema ruso *Global Navigation Satellite System* (GLONASS).

La constelación de satélites GPS fue declarada operativa a finales de 1995, y consta de 24 satélites en seis órbitas MEO (*Medium Earth Orbit*) alrededor de la Tierra [39], a una distancia de 20000 kilómetros. Esto asegura a un usuario localizado en cualquier parte del globo una visibilidad de cuatro satélites como mínimo en cualquier instante. Los receptores GPS son pasivos, por lo que el sistema puede dar servicio a un número ilimitado de usuarios.

Para realizar el cálculo de la posición, el receptor GPS determina la distancia de éste con al menos cuatro satélites. Los primeros tres satélites se emplean para realizar una triangulación, mientras que el cuarto se emplea para mejorar la precisión de la posición a partir de la determinación de la desviación entre el reloj del receptor (poco preciso) y el reloj de los satélites (muy preciso).

Las señales GPS se transmiten en dos frecuencias portadoras: L1 (1575.42 MHz) y L2 (1227.60 MHz), moduladas por varias señales. La portadora mayor, L1, se modula en bpsk (*biphase shift-keying*) por dos tipos de códigos pseudoaleatorios, uno a 1.0234 MHz (código C/A) y otro a 10.23 MHz (código Y). El código Y es accesible sólo con autorización, y su mayor resolución (longitud de onda del código de 30 m), proporciona un posicionamiento más preciso. El código C/A con 300 m. de longitud de onda, se utiliza en todos los casos para la adquisición inicial y para alineamiento de códigos de señal. Todos los usuarios tienen acceso al código C/A (menos preciso) para posicionamiento. La segunda portadora, L2 contiene solamente la modulación del código Y, y da la posibilidad a los usuarios autorizados de mediciones de los retardos

## Capítulo 3. El Posicionamiento por Satélite

---

en la ionosfera usando dos frecuencias. El acceso al código Y está reservado para el modo de operación PPS (*Precise Positioning Service*). El acceso al código C/A de uso público se denomina SPS (*Standard Positioning Service*).

Las señales se sincronizan mediante un reloj atómico instalado a bordo de cada satélite. Cada receptor GPS genera una réplica del seudocódigo sincronizado con su propio reloj. El tiempo que tarda en propagarse la señal desde el satélite hasta el receptor nos va a servir para determinar la distancia que los separa a ambos. Este cálculo, se realiza generalmente mediante la sincronización del seudocódigo, aunque a veces, para obtener una mayor precisión también se trabaja con la señal portadora, sincronizando a esta en fase y en frecuencia.

Con los seudocódigos, se combinan mensajes de navegación de 50 bps. Estos mensajes de 1500 bits de longitud y repetidos cada 30 segundos, llevan diversa información con distinto grado de funcionalidad para el usuario. La información más importante corresponde a las efemérides de los satélites, conjunto de datos que corresponde al 60% del mensaje, y que cuando se decodifica describe la posición y trayectoria de los satélites que lo transmiten. El 40% restante del mensaje es común a todos los satélites y lleva información general del *Almanac* del satélite (posición aproximada del satélite para visibilidad, aproximación de la señal Doppler esperada, etc.), datos de retardo de la ionosfera, y mensajes de estado del satélite.

La posición de la antena del receptor está referenciada al sistema de coordenadas usado por los satélites. En el caso del sistema GPS, esta referencia es el *datum* geodésico WGS-84 (*World Geodetic System of 1984*). El *datum* define un elipsoide (centrado en la tierra) que aproxima groseramente la superficie de la tierra. En muchas ocasiones, como en nuestra aplicación, es útil referenciar las coordenadas WGS-84 a un sistema de referencia local de ejes xyz, con el plano xy tangencial al elipsoide en la zona de la medida.

### 3.2 Sistemas de aumentación de prestaciones de los GNSS

Debido al aumento del número de aplicaciones en el ámbito civil que esta tecnología despierta, las prestaciones exigidas a estos sistemas son cada vez mayores. Ha sido necesario recurrir a sistemas ingeniosos que permitieran realizar correcciones a las estimaciones de la posición obtenida por cada receptor.

Este ha sido el origen de los denominados sistemas de “aumentación” mediante corrección diferencial, basados en medidas realizadas en estaciones de referencia de ciertos parámetros de error comunes a todos los receptores situados en una determinada zona de cobertura, y la transmisión en tiempo real o en diferido de esta información a todos y cada uno de los receptores de la zona, para que ellos procedan al ajuste fino de su estimación de posición.

Según sea la zona de cobertura de carácter local o de carácter global y según se realice en tiempo real o en diferido, el sistema empleado para la difusión de los parámetros de corrección será diferente. Así, para zonas de cobertura de carácter local y transmisión en tiempo real disponemos del sistema RASANT, que hace uso de la red

### 3.3. Errores del sistema GPS

	Receptor GPS	Receptor GPS/EGNOS
Precisión	25 mts (100m con SA)	4 mts
Disponibilidad	58%-97% (RAIM)	99%-99.999
Integridad (métodos)	RAIM	RAIM + Canal Integridad EGNOS
Tiempo de alerta	no especificado	menos de 6 seg
Continuidad	1/10000 horas	1/10 000 000 horas
Temporización (UTC)	300 nseg	10 nseg

Cuadro 3.1: Comparación GPS y GPS con corrección ESTB.

de emisoras de radiodifusión.

Si las necesidades de cobertura son mayores, nivel europeo por ejemplo, y el sistema debe trabajar en tiempo real, el mejor medio para la difusión de la información de las correcciones es el empleo de la capacidad de cobertura de los satélites geoestacionarios. Estamos ante los denominados sistemas de aumentación global basados en satélite (SBAS), de los cuales EEUU tiene implementado el denominado WAAS, Japón tiene el denominado MSAS, Canadá tiene el CWAAS, y en la Unión Europea, nos encontramos en fase de implantación del sistema EGNOS (*European Geostationary Navigation Overlay System*) por parte de la Agencia Espacial Europea (ESA). Desde Febrero de 2000, la Agencia Espacial Europea mantiene este servicio, en fase de pruebas y por tanto en nivel pre-operativo. El nombre dado a tal servicio es ESTB (*Egnos System Test-Bed*).

## 3.3 Errores del sistema GPS

En este apartado vamos a comentar brevemente los errores típicos del sistema americano GPS [3], y de esta forma poder hacer una caracterización del error del sensor.

### 3.3.1 Errores de propagación de la Ionosfera

La ionosfera, que se extiende aproximadamente desde los 50 a los 1000 Km. sobre la superficie de la tierra, esta formada por gases que han sido ionizados por la radiación solar. La ionización produce nubes de electrones libres que actúan como un medio dispersivo para la señal GPS, en la que la velocidad de propagación es función de la frecuencia. Un punto particular de la ionosfera es alternativamente iluminado por el sol, y no iluminado por la interposición de la propia tierra entre el sol y el punto en un ciclo diario; consecuentemente, las características de la ionosfera exhiben una variación diurna, en la que la ionización es normalmente máxima en la media tarde y mínima unos pocas horas después de la medianoche. Las variaciones adicionales vendrán provocadas por cambios en la actividad solar.

El efecto primario de la ionosfera sobre las señales GPS es cambiar la velocidad de propagación de la señal respecto al espacio libre. El hecho es que la modulación de

### Capítulo 3. El Posicionamiento por Satélite

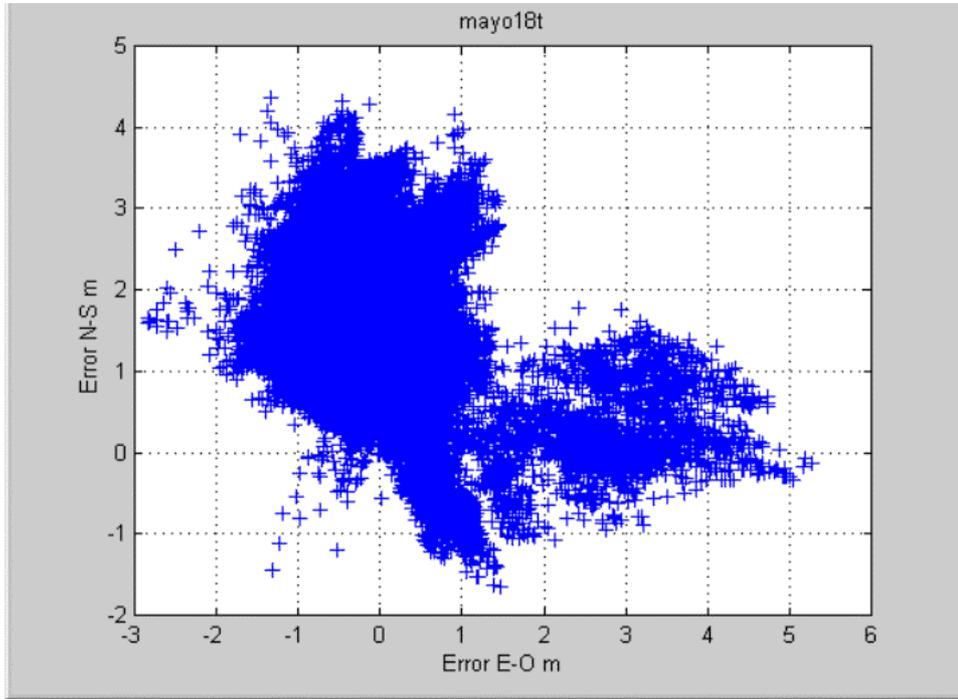


Figura 3.1: Nube de puntos de un receptor GPS con EGNOS entorno de un punto de referencia, en coordenadas UTM.

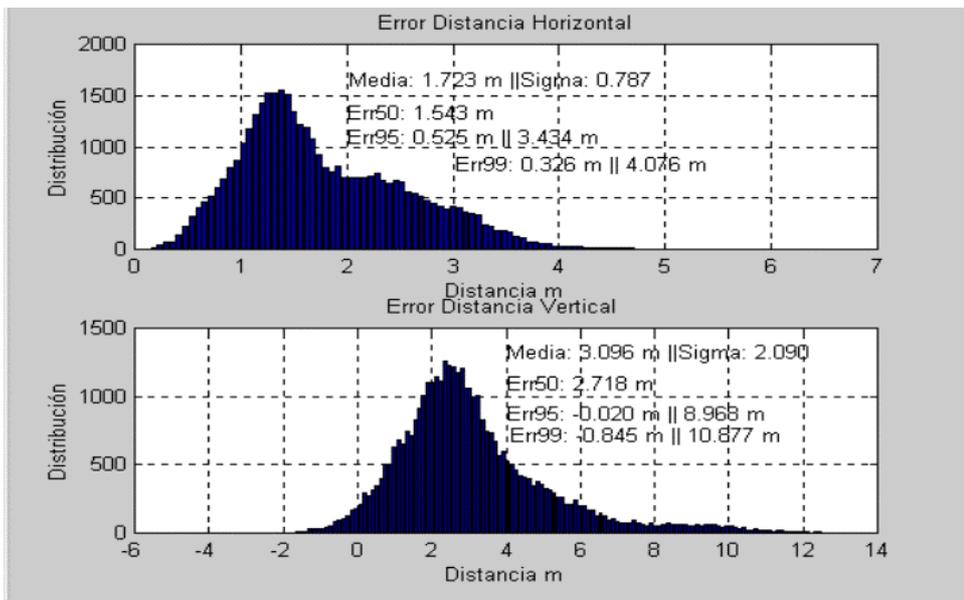


Figura 3.2: Histograma de error en metros, distancia en posición horizontal y vertical.

la señal (el código y la corriente de datos) se retrasa, mientras que la fase portadora avanza la misma cantidad. Así pues, la pseudodistancia medida usando el código es mayor que el valor correcto, mientras que si usamos la fase portadora es menor en la misma medida. La magnitud de los errores es directamente proporcional al recuento total de electrones TEC, en un tubo de  $1 \text{ m}^2$  de sección transversal a lo largo del camino de propagación. El valor del TEC varía espacialmente debido a la no homogeneidad de la ionosfera. Las variaciones temporales, no son causadas únicamente por la dinámica de la ionosfera, también afectan los cambios rápidos en el trayecto de propagación debidos al movimiento del satélite. El retardo del trayecto para un satélite en el zenith, típicamente varía entre 1 m. por la noche y los 5–15 m. durante la tarde. Para ángulos de elevación pequeños, el camino de propagación a través de la ionosfera es mucho mayor, de forma que los retardos correspondientes pueden verse incrementados hasta varios metros por la noche, y hasta 50 m. durante el día.

Teniendo en cuenta que el error de la ionosfera es mayor para ángulos de elevación más pequeños, el impacto de estos errores se podría reducir no usando las medidas de los satélites que se encuentren por debajo de un cierto ángulo. Sin embargo, en ambientes difíciles para las señales, incluyendo la obstrucción de algunos satélites por obstáculos, el usuario puede estar obligado a emplear satélites con ángulos de elevación pequeños. Máscaras de ángulos de  $5^\circ$  a  $7,5^\circ$ , ofrecen un buen compromiso entre la pérdida de medidas y la probabilidad de grandes errores debidos a la ionosfera.

Los receptores de únicamente  $L_1$  en operación no diferencial, pueden reducir el error de la pseudodistancia usando un modelo de la ionosfera difundido por los satélites, que reduce el retardo de la ionosfera no compensado en un 50%. Tras esta compensación, podrán existir todavía errores de hasta 10 m. durante el día, y pueden ser aún mayores si aumenta la actividad solar. Otros modelos recientemente desarrollados ofrecen mejor actuación en algunas ocasiones. Sin embargo, todavía no manejan adecuadamente la variabilidad del valor del TEC, que puede diferir del valor modelado en un 25% o más.

Los receptores de  $L_1/L_2$  en operación no diferencial, pueden sacar provecho de la dependencia del retardo de la frecuencia para eliminar la mayoría del error debido a la ionosfera. Un análisis relativamente simple muestra que el retardo es inversamente proporcional al cuadrado de la frecuencia. Esto se puede observar mediante el siguiente modelo del código de pseudodistancia para las frecuencias  $L_1$  y  $L_2$

$$\rho_i = \rho \pm \frac{k}{f_i^2}, \quad i = 1, 2 \quad (3.1)$$

donde  $\rho$  es la pseudodistancia libre de error,  $\rho_i$  es la pseudodistancia medida, y  $k$  es una constante que depende del TEC a lo largo del camino de propagación. Los subíndices  $i = 1, 2$  identifican la medida para las frecuencias  $L_1$  y  $L_2$  respectivamente, y el signo se identifica con los respectivos códigos y fase de la portadora de las pseudodistancias medidas. Las dos ecuaciones se pueden resolver, tanto para  $\rho$  como para  $k$ . La solución de  $\rho$  para las medidas de pseudodistancias es:

$$\rho = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} \rho_1 - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \rho_2, \quad (3.2)$$

donde  $f_1$  y  $f_2$  son las frecuencias portadoras de  $L_1$  y  $L_2$  respectivamente, y  $\rho_1$  y  $\rho_2$  son

las medidas de pseudodistancia correspondientes. Una ecuación similar a la de arriba se puede obtener para las medidas de pseudodistancias a partir de fase de la portadora. Sin embargo, en operación no diferencial el error residual de la fase portadora de la pseudodistancia puede ser mayor que la longitud de onda portadora de  $L_1$  y  $L_2$ , haciendo difícil la resolución de la ambigüedad.

En operaciones diferenciales, los errores de la ionosfera pueden ser prácticamente eliminados en muchas aplicaciones, ya que los errores de la ionosfera tienden a ser altamente correlados cuando la base y las estaciones ambulantes están suficientemente próximas. Con dos receptores de sólo  $L_1$  separados 25 Km, el error diferencial de la ionosfera sin modelar es típicamente del orden de 10 ó 20 cm. Con una separación de 100 km, este puede aumentar hasta un metro como mucho. El error adicional usando un modelo de la ionosfera puede reducir estos errores de un 25 a un 50 %.

### 3.3.2 Errores de propagación en la Troposfera

La parte inferior de la atmósfera terrestre está compuesta por gases secos y vapor de agua, que prolonga el camino de propagación debido a la refracción. La magnitud del retraso en la señal resultante depende del índice de refracción del aire a lo largo del camino de propagación y típicamente estará en torno a los 2,5 metros en la dirección zenith y entre 10 y 15 metros en los ángulos de elevación del satélite. El retraso producido en la troposfera no es dependiente de la frecuencia, al contrario del caso de la ionosfera, por lo que el retraso será el mismo tanto para el código como para la señal portadora. Por tanto, este retraso no puede ser medido utilizando las pseudodistancias  $L_1$  y  $L_2$ , ni tampoco pueden usarse los modelos o el posicionamiento diferencial para reducir el error.

El índice de refracción dependerá en un 90% de los gases secos y en un 10% del vapor de agua, por lo que la dificultad de modelar este último no será de gran importancia. El conocimiento de la temperatura, la presión y la humedad a lo largo del camino de propagación puede determinar el perfil de refracción, pero estas medidas no están normalmente a disposición del usuario, por lo que habrán de usarse modelos de retardos para atmósferas estándar.

En la práctica, se empleará un modelo de una atmósfera estándar en la antena de localización para estimar el retraso zenith debido a la combinación de las componentes húmeda y seca. Estos modelos emplean información tal como el día del año y la altitud y latitud del usuario. El retraso se modela como el retraso zenith multiplicado por un factor función del ángulo de elevación del satélite. La precisión del modelo decrece a medida que disminuye el ángulo de elevación.

Aunque un receptor GPS no puede medir el error de la pseudodistancia debido a la troposfera, la operación diferencial puede normalmente reducir el error a valores pequeños debido a la elevada correlación espacial en los errores debidos a la troposfera entre dos puntos distanciados entre 100 y 200 Km. en la superficie de la tierra. Sin embargo, pueden ocurrir situaciones excepcionales cuando frentes tormentosos pasan entre los receptores, provocando elevados gradientes de temperatura, presión y humedad.

### 3.3.3 Errores multitrayecto

La propagación multitrayecto de la señal GPS es la principal fuente de error en el posicionamiento diferencial. Los objetos del entorno de la antena receptora (notablemente el suelo) pueden reflejar fácilmente las señales GPS, resultando uno o más trayectos de propagación secundarios. Estas señales de camino secundario, que se superponen a la señal de trayectoria directa deseada, siempre tienen un tiempo de propagación largo y pueden distorsionar significativamente la amplitud y fase de la señal directa.

Los errores debidos al multitrayecto no se pueden eliminar mediante el uso de GPS diferencial, ya que dependen de la geometría de reflexión local próxima a la antena receptora. En un receptor sin protección frente a multitrayecto, se pueden presentar errores de rango del código C/A de diez metros o más. Pero el multitrayecto no puede causar únicamente este tipo de errores, también puede degradar severamente el proceso de resolución de la ambigüedad en la fase de la portadora, requerido en ciertas aplicaciones.

La propagación multitrayecto se puede dividir en dos clases: estática y dinámica. Para un receptor estacionario, la geometría de propagación cambia lentamente a medida que el satélite se mueve en el cielo, haciendo que los parámetros multitrayecto permanezcan esencialmente constantes durante varios minutos. Sin embargo, para aplicaciones móviles, pueden darse fluctuaciones rápidas en fracciones de segundo. Por tanto, se emplean generalmente diferentes técnicas de reducción de multitrayecto para cada uno de los dos tipos mencionados, habiéndose centrado la mayoría de las investigaciones en aplicaciones estáticas, ya que en ellas la demanda de precisión es mayor.

Para entender más fácilmente cómo el problema del multitrayecto provoca errores de rango, se han realizado algunas simplificaciones que no perturban fundamentalmente los resultados finales. Asumimos que el receptor procesa únicamente el código C/A, y que la señal recibida adopta una forma compleja (i.e. analítico) en banda base (nominalmente frecuencia cero), en el que todo el desplazamiento Doppler ha sido eliminado mediante un lazo de enganche de fase (PLL). Se asume también que la modulación de datos GPS a 50 bps ha sido eliminada de la señal, que se puede realizar mediante técnicas estándar. Cuando no existe multitrayecto, la forma de onda recibida se representa como:

$$r(t) = ae^{j\phi}c(t - \tau) + n(t), \quad (3.3)$$

donde  $c(t)$  es la forma de onda normalizada y sin retraso del código C/A,  $\tau$  es el retraso de propagación,  $a$  es la amplitud de la señal,  $\phi$  es la fase de la portadora, y  $n(t)$  es ruido gaussiano en el receptor. El cálculo de la pseudodistancia consiste en estimar el parámetro de retardo  $\tau$ . Una estimación óptima (estimación insesgada de varianza mínima) de  $\tau$  se puede obtener formando la función de correlación cruzada

$$R(\tau) = \int_{T_1}^{T_2} r(t)c_r(t - \tau)dt \quad (3.4)$$

de  $r(t)$  con una réplica del código C/A transmitido  $c_r(t)$ , y eligiendo como estimación de  $\tau$  aquel que maximiza esta función. Excepto por un error debido a ruido blanco en el receptor, las señales de onda recibida y réplica están alineadas en el tiempo.

## Capítulo 3. El Posicionamiento por Satélite

---

Si el multitrayecto presenta un solo camino secundario, la forma de onda de la ecuación 3.3 cambia a

$$r(t) = ae^{j\phi_1}c(t - \tau_1) + be^{j\phi_2}c(t - \tau_2) + n(t), \quad (3.5)$$

en la que los caminos directo y secundario tienen retardos respectivos de propagación de  $\tau_1$  y  $\tau_2$ , amplitudes de  $a$  y  $b$ , y fases portadoras de  $\phi_1$  y  $\phi_2$ .

En un receptor que no esté específicamente diseñado para solventar el problema del multitrayecto, la función de correlación cruzada resultante tendrá dos componentes superpuestas, una del camino directo y otra del secundario. El resultado es una función que depende de la amplitud relativa, del retardo, y de la fase de la señal del camino secundario, provocando un desplazamiento del pico de la función de su posición correcta, con lo que se produce un error de pseudodistancia.

En los receptores que emplean técnicas estándar de seguimiento de código (códigos anterior y posterior separados por un período de bit  $T_{chip}$  de código C/A), la magnitud del error de pseudomedidas provocada por el multitrayecto puede ser bastante mayor, alcanzando los 70-80 metros para una señal de camino secundaria, la mitad de grande que la señal de camino directo, y con un retardo relativo aproximado equivalente a una distancia de 250 m. [3].

### 3.3.4 Errores de posicionamiento del satélite

Los errores en los datos de la efemérides transmitidos por cada satélite provocan los errores correspondientes en el cómputo de la posición del satélite. La efemérides del satélite está determinada por la estación central de control del segmento de tierra del sistema GPS, basada en la monitorización de señales individuales de cuatro estaciones de seguimiento distintas.

Debido a que la localización de estas estaciones se conoce de forma precisa, un proceso de posicionamiento inverso calcula los parámetros orbitales de los satélites como si ellos fueran usuarios. Este proceso es apoyado con relojes de precisión en las estaciones de monitorización, y mediante seguimiento durante largos períodos de tiempo con procesamiento de filtrado óptimo. Basándose en las estimaciones de los parámetros orbitales así obtenidos, la estación de control central actualiza en cada satélite los datos de su efemérides, que transmite entonces los datos a los usuarios a través del mensaje de navegación de datos. Los errores en la posición del satélite calculados de los datos de su efemérides, típicamente resulta con rangos de error menores de un metro. La mejora del seguimiento de satélite reducirán aún más este error.

### 3.3.5 Errores de los relojes de a bordo

La temporización de la transmisión de la señal para cada satélite es controlada directamente por un reloj atómico propio sin que se le aplique ningún tipo de corrección. Esta estructura temporal es llamada *space vehicle time* (SV). Aunque los relojes atómicos de los satélites son de gran precisión, los errores pueden ser lo suficientemente grandes como para necesitar corrección. Esta corrección se necesita en parte porque sería

difícil sincronizar directamente los relojes en todos los satélites. En su lugar, se permite que los relojes posean un cierto grado de desfase relativo que se estima mediante observaciones desde la estación terrestre, y se usa para generar el dato de corrección en el mensaje de navegación GPS. El resultado de corregir el tiempo SV usando esta información se llama tiempo GPS. El tiempo de transmisión usado en el cálculo de pseudodistancias debe ser el tiempo GPS, que es común en todos los satélites. Tras la corrección, el error típico es menor de unos pocos nanosegundos.

#### 3.3.6 Errores en los relojes receptores

Debido a que la solución de navegación incluye una solución para el error del reloj del receptor, los requerimientos de precisión de los relojes de los receptores son mucho menos severos que los de los relojes de los satélites GPS. De hecho, para los relojes de los receptores, normalmente la estabilidad de la medición del período es más importante que la precisión de la frecuencia absoluta. En la mayoría de los casos, estos relojes son osciladores de cristales de cuarzo con precisiones absolutas con un rango de 1 a 10 ppm bajo rangos de temperatura de operación típicos. Cuando se diseña de forma adecuada, estos osciladores típicamente presentan estabilidades de 0,01 a 0,05 ppm sobre un período de unos pocos segundos.

#### 3.3.7 Errores presupuestos

Para analizar los efectos de los errores anteriormente descritos, es conveniente convertir cada error en un rango equivalente experimentado por el usuario, llamado UERE (*User-Equivalent-Range-Error*), error de rango equivalente de usuario. En general, los errores de las diferentes fuentes tienen propiedades estadísticas diferentes. Por ejemplo, el reloj del satélite y los errores de posicionamiento del satélite tienden a variar lentamente con el tiempo y aparecen como offsets en intervalos de tiempo moderadamente largos, quizás horas. Por otra parte, los errores debidos al ruido en el receptor y a los efectos de cuantificación pueden variar mucho más rápidamente, quizá en segundos. No obstante, si se consideran intervalos de tiempo suficientemente largos sobre varios escenarios de navegación, todos los errores pueden ser considerados como procesos aleatorios de media cero que pueden estar combinados para formar un UERE sencillo. Esto se consigue formando la raíz cuadrada de la suma de los errores UERE para todas las fuentes:

$$\text{UERE} = \sqrt{\sum_{i=1}^n (\text{UERE})_i^2}. \quad (3.6)$$

La figura 3.3 describe los diferentes errores UERE GPS y su efecto combinado para los códigos C/A y código  $P(Y)$  de navegación en el nivel  $1 - \sigma$ .

Cuando se conecta la SA, el UERE para el usuario de código C/A es aproximadamente 36 m. y se reduce a 19 cuando está desconectada. Además de la SA, se puede ver que las fuentes de error dominantes en operaciones de diferenciales son el multitrayecto, la resolución/ruido del receptor y el retraso de la ionosfera (sin embargo, avances

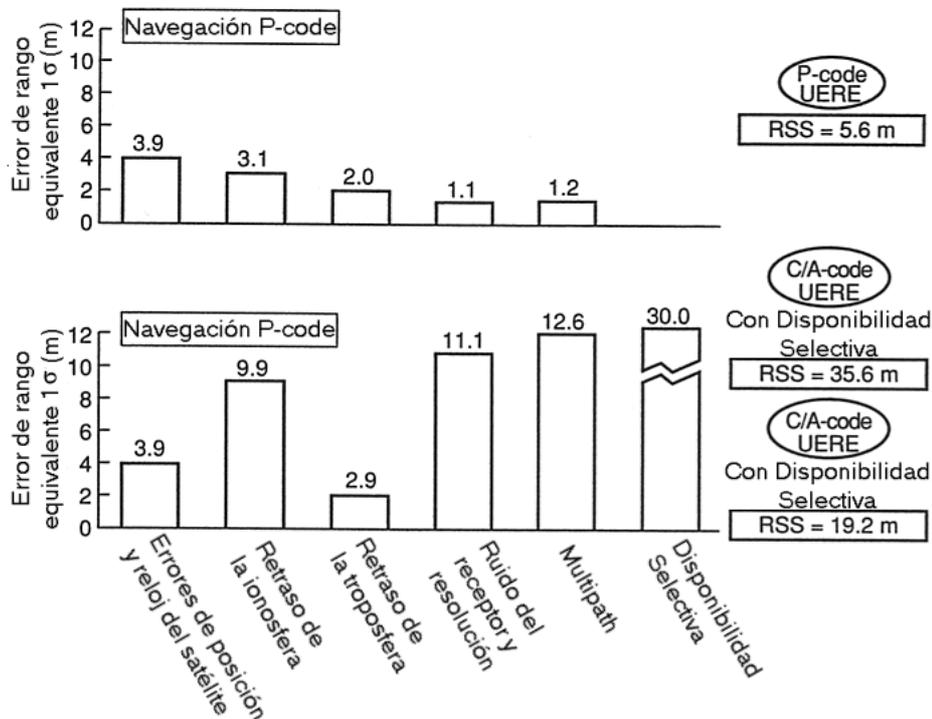


Figura 3.3: Presupuestos UERE GPS.

recientes en la tecnología de los receptores en algunos casos han reducido significativamente los errores en la resolución/ruido del receptor). Por otra parte, el usuario del código  $P(Y)$  tiene un UERE significativamente más pequeño, de unos 6 m. por las siguientes razones:

1. Los errores debidos a la SA, si existen, pueden ser eliminados. Un usuario autorizado puede introducir la clave para eliminarlos.
2. El uso completo de las señales  $L_1$  y  $L_2$  permiten una reducción significativa del error de la ionosfera.
3. Un ancho de banda mayor del código  $P(Y)$  conduce de forma importante los errores debidos al *multipath* y al ruido en el receptor.

### 3.4 Métodos de mitigación del problema multitrayecto

Debido a la importancia que el problema del multitrayecto posee (la propagación multitrayecto de la señal GPS es la principal fuente de error en el posicionamiento diferencial) se explican a continuación diversas técnicas para eliminar o reducir su presencia.

### 3.4. Métodos de mitigación del problema multitrayecto

---

El procesamiento contra el problema del multitrayecto para cambios lentos se puede dividir claramente en dos clases: procesamiento espacial y procesamiento en el dominio del tiempo. El procesamiento espacial emplea el diseño de la antena en combinación con los conocimientos totales o parciales de las características de la geometría de propagación para aislar la señal recibida por el camino directo. Por el contrario, el procesamiento en el dominio del tiempo obtiene el mismo resultado simplemente operando la señal perturbada en el receptor.

#### 3.4.1 Técnicas de procesamiento espacial

La selección de la antena que más se ajusta a los requerimientos del sistema y su estrategia de localización deben ser los primeros pasos a dar en la lucha por mitigar los efectos del multitrayecto. Además, la observación de las señales de largo período puede ofrecer información útil para mejorar la calidad de la solución.

##### Estrategia de localización de la antena

Quizá la forma más simple de procesamiento espacial es situar la antena allí donde es menos probable recibir las señales reflejadas. Por ejemplo, para obtener la posición de un punto cerca de objetos reflectantes, se puede emplear GPS para determinar la posición de un punto cercano en una zona más apropiada, y después calcular la posición relativa del punto deseado mediante técnicas sencillas de medida de distancias. Otra técnica para minimizar las reflexiones en el suelo es situar la antena receptora directamente en el nivel del suelo. Esto provoca que el punto de reflexión del suelo prácticamente coincida con la localización de la antena de manera que el camino secundario, muy cercano, presenta el mismo retardo que la señal del camino directo. Es cierto que situar de esa forma la antena no siempre será posible, pero en caso de serlo es recomendable puesto que puede ser muy efectivo.

##### Antenas planas de suelo

La forma más común de procesamiento espacial es una antena diseñada para atenuar las señales reflejadas del suelo. Un diseño sencillo emplea un disco plano metálico de suelo centrado en la base de la antena para proteger la antena desde abajo. Este diseño presenta el inconveniente de que cuando el frente de ondas de la señal llega al disco límite desde abajo, se inducen ondas superficiales en lo alto del disco, que pueden viajar hasta la antena. Las ondas superficiales se pueden eliminar sustituyendo el plano de suelo por un anillo de sofocación (*choke ring*), que es básicamente un plano de base que contiene una serie de canales circulares concéntricos de un cuarto de la longitud de onda de profundo. Estos canales actúan como líneas de transmisión cortadas en las terminaciones inferiores de forma que las terminaciones superiores presentan una impedancia muy elevada a la frecuencia portadora GPS. De esta forma, las ondas superficiales no se pueden formar, y las señales que llegan desde abajo del plano horizontal son atenuadas significativamente. Sin embargo, el tamaño, el peso y el coste de una antena *choke-ring* es considerablemente mayor que los diseños más sencillos. Pero aún más destacable es que las antenas *choke-ring* no pueden atenuar de forma efectiva las señales de camino

## Capítulo 3. El Posicionamiento por Satélite

---

secundario provenientes de encima de la horizontal, como las reflejadas de los edificios u otras estructuras. En todo caso, este tipo de antenas son efectivas cuando el rebote con el suelo es la causa principal del multitrayecto.

### Arrays de antenas dirigidas

Una forma más avanzada de procesamiento espacial emplea arrays de antenas para formar un modelo de respuesta altamente direccionado en el espacio, con ganancia elevada en la dirección de la señal de camino directo y atenuación en las direcciones de las señales de caminos secundarios. Sin embargo, debido a que las señales de los diferentes satélites poseen direcciones diferentes de llegada y diferentes geometrías de multitrayecto, se deben mantener operativos de forma simultánea varios modelos de direcciones, y además, cada modelo debe ser capaz de adaptarse a los cambios de geometría a medida que los satélites se van moviendo. Por estas razones, raras veces son útiles para la mayoría de las aplicaciones.

### Observación de la señal de largo período

Si una señal GPS es observada durante varias horas se pueden obtener ciertas ventajas de los cambios en la geometría del multitrayecto causados por el movimiento del satélite. Este movimiento provoca cambios en los retrasos relativos entre los caminos directo y secundario, resultando variaciones mensurables en la señal recibida. Aunque se estudien variedad de algoritmos para extraer la componente de la señal de camino directo de las medidas de la señal recibida, la necesidad de observaciones largas incapacita esta técnica para la mayoría de la aplicaciones. Sin embargo, puede ser un método efectivo de mitigación del problema multitrayecto para un punto fijo.

### 3.4.2 Procesamiento en el dominio del tiempo

A pesar de que el procesamiento en el dominio temporal de la señal GPS para la eliminación de los errores provocados por el multitrayecto ha sido objeto de estudio durante al menos dos décadas, queda aún mucho por aprender, tanto a nivel teórico como a nivel práctico. La mayoría de las aproximaciones prácticas han sido desarrollados por fabricantes de receptores, que son a menudo reacios a revelar sus métodos. En todo caso, existe suficiente información acerca del procesamiento multitrayecto para realizar un acercamiento a su evolución reciente.

### Tecnología de *narrow-correlator* (correlador estrecho)

Los primeros intentos significativos de reducir los efectos del multitrayecto mediante procesamiento en el receptor comenzaron cerca del año 1990. Hasta entonces, la mayoría de los receptores habían sido diseñados con un ancho de banda de precorrelación de 2 MHz que abarcaba la mayoría, pero no todo, del espectro de propagación de la señal GPS. Estos receptores poseían además un chip entre los códigos anterior y posterior. Una mejora muy considerable en la precisión de rango con o sin multitrayecto

### 3.4. Métodos de mitigación del problema multitrayecto

---

se conseguiría al emplear un ancho de banda significativamente mayor combinado con un acercamiento de los códigos anterior y posterior.

Un ancho de banda de precorrelación de 2 MHz provoca que el pico en la función de correlación cruzada del camino directo esté fuertemente redondeado, tal y como muestra la figura 3.4. Consecuentemente, la componente debida al camino secundario de la función de correlación puede desplazar significativamente la localización del pico, como indica la figura. El resultado de emplear un ancho de banda de 8 MHz se muestra en la figura 3.5, en la que se puede apreciar que el pico, más afilado ahora, de la función de correlación cruzada del camino directo es menos desplazado por la componente del camino secundario. Se muestra también como a medida que aumenta el ancho de banda, aumenta la resistencia del pico a las perturbaciones de ruido térmico en el receptor, incluso aunque la razón de precorrelación señal–ruido aumente.

Otra ventaja de un ancho de precorrelación mayor es que el distanciamiento entre los códigos de referencia anterior y posterior, puede ser reducido sin una reducción significativa de la ganancia del lazo, de ahí el nombre de *narrow-correlator*. Se puede observar que esto provoca que las salidas de ruidos del correlador anterior y posterior estén más correladas, resultando menos ruido en la señal de error del lazo. Un beneficio adicional es que el lazo de seguimiento de código se verá afectado únicamente por las distorsiones inducidas cerca del pico de la función de correlación.

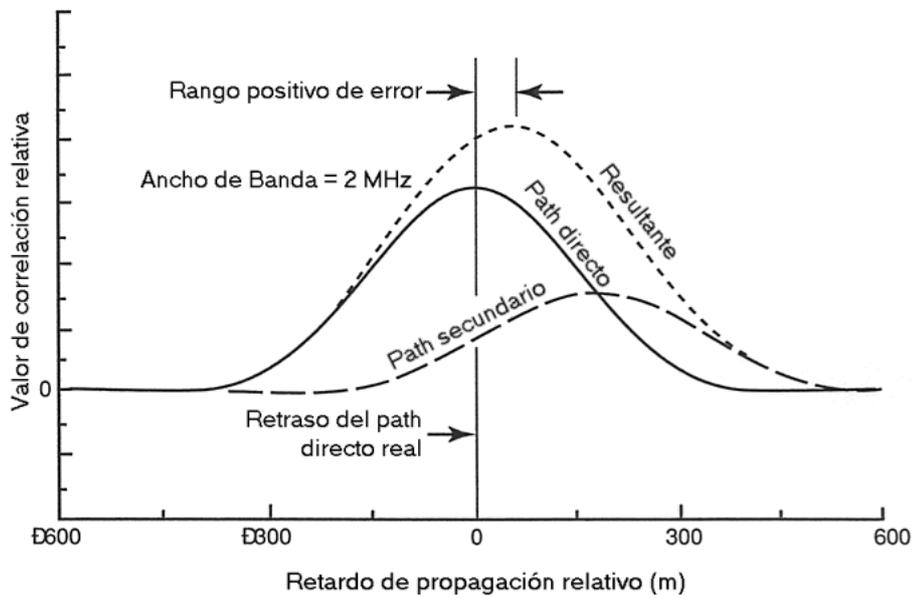
#### Técnicas de leading-edge (primer límite)

Debido a que la señal de camino directo siempre precede las señales de camino secundario, la primera porción de la función de correlación no está contaminada por el multitrayecto, como muestra la figura 3.5. Por tanto, si se pudiera medir la localización únicamente de la primera parte, el retardo del camino directo podría ser determinado sin errores debidos al problema multitrayecto. Desafortunadamente, esto no es posible. La pequeña separación entre camino directo y secundario, la porción que permanece sin ser contaminada de la función de correlación es una parte minúscula en el extremo izquierdo, cuando la curva comienza a subir. En esta región, no sólo la razón señal—radio es relativamente pobre, sino que también la pendiente de la curva es relativamente pequeña, con una degradación severa de la precisión de la estimación del retardo.

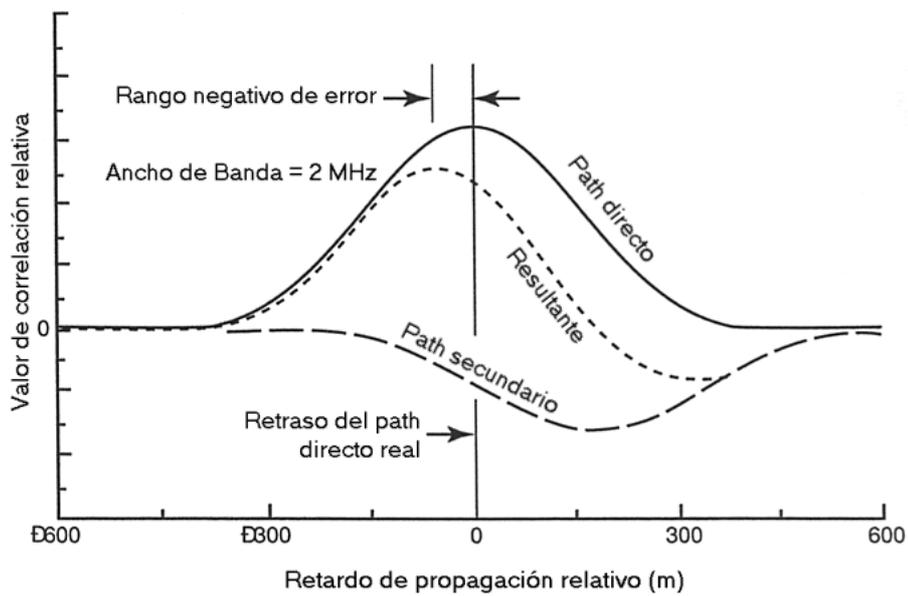
Por estas razones, la aproximación por *leading-edge* donde mejor funciona es en situaciones con una separación entre la camino directo y el secundario grande. Pero aún en esos casos permanece el problema de conseguir que la medida del retardo sea insensible a la pendiente de la función de correlación de *leading-edge*, que puede variar con la fuerza de la señal. Tal problema no aparece cuando se mide la localización del pico de la función de correlación.

#### Métodos basados en la forma de la función de correlación

Algunos diseñadores de receptores GPS han intentado determinar los parámetros del modelo multitrayecto atendiendo a la forma de la función de correlación. Aunque, en principio la idea no parece mala, aparecen multitud de dificultades a la hora de llevarla a cabo, por lo que estos métodos no son empleados normalmente.



(a)



(b)

Figura 3.4: Efecto del multitrayecto en la función de correlación cruzada del código C/A.

### 3.4. Métodos de mitigación del problema multitrayecto

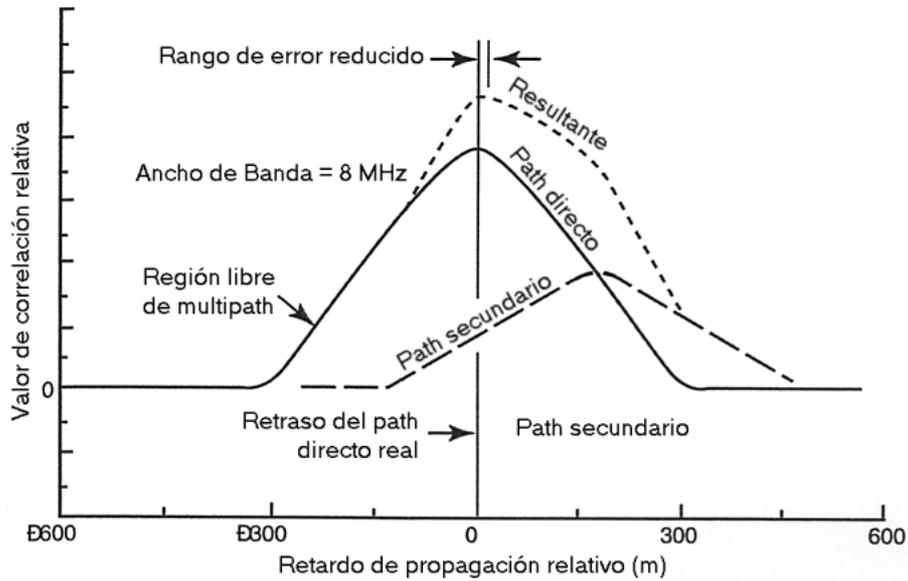


Figura 3.5: Error multitrayecto reducido con un ancho de banda de precorrección mayor.

#### Formas de onda de referencia correladoras modificadas

Una aproximación relativamente nueva para la mitigación del multitrayecto consiste en alterar la forma de onda del código PRN de referencia para conseguir una función de correlación cruzada con resistencia inherente a los errores causados por el multitrayecto. Estas técnicas aprovechan el hecho de que el rango de información de la señal recibida reside principalmente en las transiciones de chip del código C/A. Empleando una forma de onda de referencia correladora que no responda a las porciones planas de código C/A, la función de correlación resultante puede ser estrechada hasta el ancho de la transición de un chip, provocando inmunidad al multitrayecto con una separación entre el camino directo y el secundario mayor de 30 ó 40 metros. Un ejemplo de este método se muestra en la figura 3.6.

#### Tecnología MMT

La reciente técnica MMT (*Multipath Mitigation Technology*) obtiene un límite teórico de actuación, tanto para código como para el cálculo del rango de la fase portadora. Presenta también la ventaja de que su actuación mejora a medida que aumenta el tiempo de observación.

#### 3.4.3 Métodos de actuación en el dominio temporal

Los siguientes métodos se aplican para la mitigación del error multitrayecto en el dominio temporal.

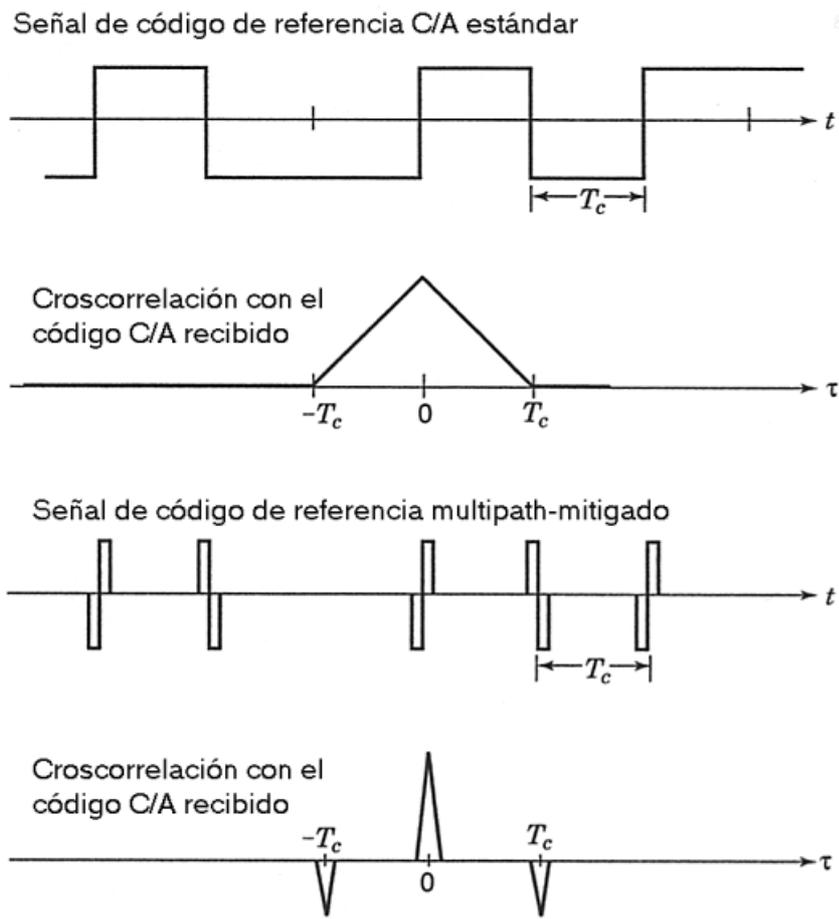


Figura 3.6: Mitigación del multitrayecto mediante forma de onda de código de referencia.

## 3.5. Límites teóricos para la mitigación multitrayecto

---

### Rango con el código C/A

En la figura 3.7 se muestran curvas de rango de actuación típicas de código C/A para varias aproximaciones de mitigación de multitrayecto para el caso de un camino secundario en fase con amplitud mitad la del camino directo. Incluso con los mejores métodos disponibles, errores de rango de pico de 3 a 6 m. no son infrecuentes. Se puede observar como el error tiende a crecer a medida que el multitrayecto “se aproxima”, donde la separación de los caminos es menor de 20–30 m. Una limitación sería de la mayoría de los algoritmos de mitigación existentes es que el error residual está principalmente en forma de offset (*bias*) y no se puede eliminar mediante filtrado. Por otra parte, el algoritmo MMT supera esta limitación y presenta una actuación significativamente mejor que otros algoritmos, como indica la curva  $F$  de la figura 3.7.

### Rango de la fase portadora

La presencia de multitrayecto causa errores en la estimación de la fase portadora, lo que limita la actuación para aplicaciones que requieren gran precisión, particularmente con respecto a la resolución de la ambigüedad de la fase portadora. No todos los algoritmos de mitigación de multitrayecto actuales son capaces de reducir el error de fase inducido. La peor de las situaciones se presenta cuando la separación entre los caminos directo y secundario es pequeña (menor de unos pocos metros). Se puede observar que bajo esas condiciones no existe mitigación teórica posible. Las curvas de error de fase típico para el algoritmo MMT, que proporcionan la mejor actuación de todos los métodos publicados se presentan en la figura 3.8.

### Test de la actuación del receptor multitrayecto

Realizar test con sentido acerca de la actuación de la mitigación del multitrayecto en los receptores no es tarea fácil. A menudo, aparecen dos asuntos conflictivos. Por un lado, el test debería realizarse bajo unas condiciones estrictas, de forma que los niveles de señal y los verdaderos parámetros multitrayecto fueran perfectamente conocidos; sin embargo, la actuación medida podría no estar ligada a las condiciones que realmente existen. Por norma general, esto requiere simuladores de precisión de señales para generar señales multitrayecto de características muy precisas.

Y por otro lado, los usuarios finales suelen tener más confianza en cómo funcionan los receptores en campo. Sin embargo, medidas de campo con sentido deben producir cierto respeto, ya que es extremadamente difícil conocer las características multitrayecto y aislar los errores debidos a este problema de los provocados por otras fuentes de error.

## 3.5 Límites teóricos para la mitigación multitrayecto

### 3.5.1 Métodos de estimación teórica

Ha sido publicado relativamente muy poco acerca del punto de vista fundamental de la teoría de estimación estadística para la mitigación multitrayecto, a pesar de la

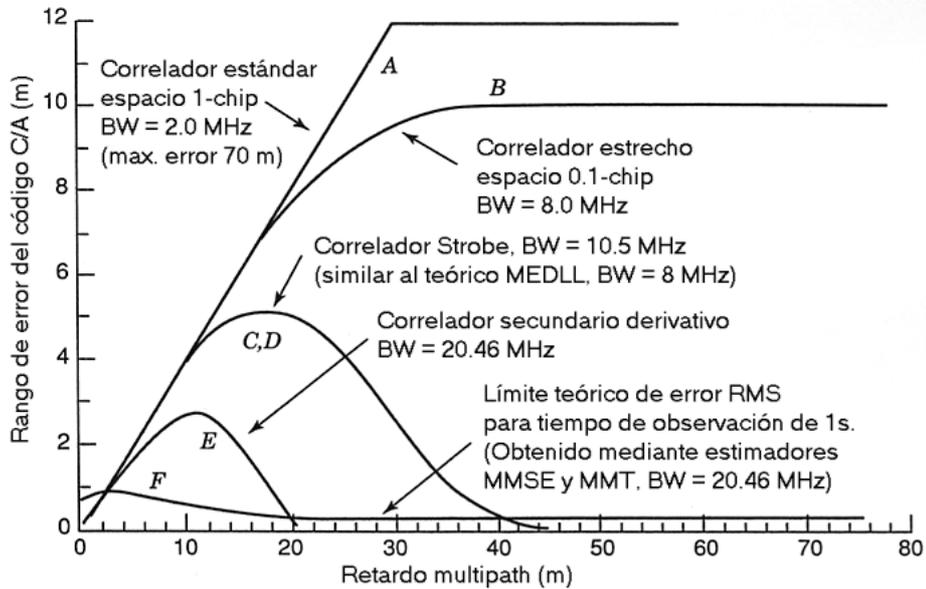


Figura 3.7: Actuación de varias aproximaciones de mitigación de multitrayecto.

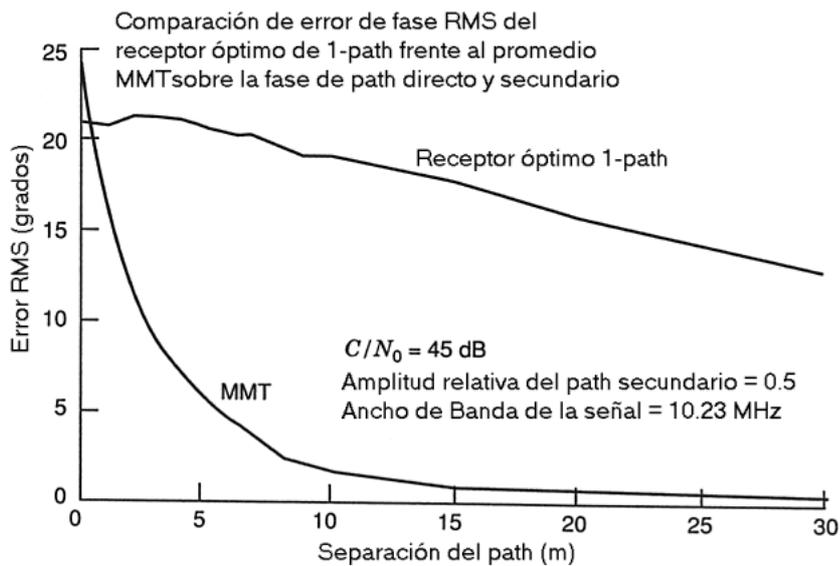


Figura 3.8: Error multitrayecto de fase residual empleando el algoritmo MMT.

### 3.5. Límites teóricos para la mitigación multitrayecto

---

capacidad de estos métodos y su habilidad para alcanzar límites de actuación teóricos. El conocimiento de estos límites proporciona una precisa tasación para la elección de unas técnicas frente a otras. De igual importancia es el conocimiento de las operaciones de procesamiento de la señal que puede alcanzar los límites de actuación. Aunque no sea posible implementar el procesamiento directamente, su conocimiento a menudo conduce a un método práctico que permite aproximadamente la misma actuación.

#### Criterio de optimalidad

En la discusión de los límites de actuación teóricos, es importante definir el criterio de optimalidad. En GPS el estimador de rango óptimo es tradicionalmente considerado el MVUE (*Minimum-Variance Unbiased Estimator*), el estimador sin offset de varianza mínima, que puede realizarse diseñando adecuadamente los receptores. Sin embargo, la desviación estándar de un MVUE diseñado para multitrayecto se hace infinito cuando la separación entre el camino directo y el secundario se aproxima a cero. Por esta razón, parece ser un mejor criterio de optimalidad el mínimo error RMS, que incluye tanto los componentes aleatorios como los de *bias*. Desafortunadamente, no existe ningún estimador que presente error RMS mínimo para cada combinación de los parámetros verdaderos multitrayecto.

#### 3.5.2 Estimador MMSE

Existe un estimador que puede llamarse óptimo en un sentido débil de la palabra. El estimador MMSE (*Minimum-Mean-Square-Error*), de error cuadrático medio mínimo, tiene la propiedad de que ningún otro estimador presenta un error RMS más pequeño uniformemente. En otras palabras, si otro estimador presenta un error RMS menor que el estimador MMSE para un conjunto de valores de parámetros multitrayecto, ese mismo estimador tendrá un error RMS mayor que el MMSE para otro conjunto de valores de parámetros.

El estimador MMSE posee además una importante ventaja que la mayoría de los métodos de mitigación no poseen, y es que el error RMS decrece a medida que la longitud del intervalo de observación de la señal aumenta.

#### 3.5.3 Errores de modelado de multitrayecto

Aunque una aproximación de la estimación teórica diseñada adecuadamente, como el estimador MMSE, generalmente se impondrá frente a otros métodos, el diseño de tales estimadores requiere un modelo matemático de la señal contaminada. Si la señal real difiere de la asumida por el modelo, la actuación puede degradarse. Por ejemplo, si el modelo contiene únicamente dos caminos de propagación de la señal pero realmente la señal llega desde tres o más caminos, podrá aparecer un error *bias* grande. La obtención del equilibrio justo en el número de parámetros del modelo puede complicarse si no se posee mucha información sobre la geometría de reflexión.



# Capítulo 4

## Navegación inercial

### 4.1 Introducción a la navegación inercial

Este capítulo desarrolla las bases teóricas acerca de los sensores inerciales y los errores asociados a ellos, necesarias para la implementación de un sistema de navegación.

Navegación inercial es la determinación de la posición y orientación (*pose*) de un vehículo mediante la implementación de sensores inerciales. Se basa en el principio de que un objeto permanece en movimiento uniforme a menos que alguna fuerza externa lo perturbe. Esta fuerza a su vez generaría una aceleración en el objeto. Si se puede medir esta aceleración y después integrarla matemáticamente, se podrá determinar el cambio de velocidad y de posición del objeto con respecto a unas condiciones iniciales.

El sensor inercial que mide la aceleración se conoce como acelerómetro. La aceleración medida por un acelerómetro es la total en el objeto, esto es, la aceleración debida a la gravedad y la debida a las fuerzas externas. Para eliminar la componente de la aceleración debida a la gravedad, se debe conocer la inclinación o actitud (*tilt* o *attitude*) del acelerómetro respecto a la vertical local. Para medir la actitud, utilizaremos un sensor inercial conocido como giróscopo. Este sensor mide la velocidad angular, y si se integra matemáticamente proporciona el cambio del ángulo respecto a un ángulo inicial conocido. La combinación de acelerómetros y giróscopos permite la determinación de la *pose* del vehículo.

Una unidad inercial tri-axial consiste en tres acelerómetros dispuestos en configuración ortogonal junto con tres giróscopos también en configuración ortogonal. Los acelerómetros proporcionan la aceleración del vehículo en la dirección del eje con el que están alineados, normalmente se denota como: delante  $x$ , lateral  $y$ , y vertical  $z$ , mientras que los giróscopos proporcionan las velocidades de rotación sobre estos ejes respectivamente y se denotan como velocidades de *roll*  $\dot{\theta}$ , *pitch*  $\dot{\beta}$  y *yaw*  $\dot{\gamma}$  (balanceo, cabeceo y guiñada respectivamente), figura 4.1.

La principal ventaja de usar unidades inerciales es que, dadas la aceleración y la velocidad de rotación angular en tres dimensiones, se puede evaluar la velocidad y posición del vehículo en cualquier estructura de navegación. Para aplicaciones terrestres, los sensores inerciales presentan la ventaja frente a los encoders de que no se ven afectados por los derrapes o deslizamientos de la rueda.

Sin embargo, los errores causados por los offsets, los factores de escala y las no linea-

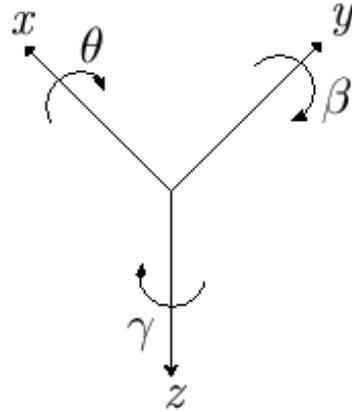


Figura 4.1:  $x$ ,  $y$  y  $z$  representan la estructura del cuerpo del vehículo tal y como lo ve la unidad inercial.  $\dot{\theta}$ ,  $\dot{\beta}$  y  $\dot{\gamma}$  representan las velocidades de rotación *roll*, *pitch* y *yaw* sobre estos ejes.

lidades en las lecturas de los sensores provocan la acumulación de errores de navegación con el tiempo. Además, pueden darse lecturas imprecisas debidas a la desalineación de los ejes de la unidad con respecto a la estructura de navegación local. Estas desalineaciones emborronan la distinción entre la aceleración debida al movimiento del vehículo y la debida a la gravedad, provocando imprecisiones en las evaluaciones de la posición y la velocidad. Ya que la unidad inercial es una unidad odométrica (sensorización relativa o incremental), cualquier error en una evaluación se acumulará para la siguiente evaluación. De esa forma, a medida que pasa el tiempo la solución de la navegación deriva.

## 4.2 Sistemas inerciales

Cualquier paquete de sensores inerciales se clasifica en uno de estos tres grupos:

- Un ensamblaje de sensores inerciales ISA (*Inertial Sensor Assembly*): en el que los mismos datos de los sensores inerciales son la única salida de datos de la unidad.
- Una unidad de medida inercial IMU (*Inertial Measurement Unit*): es un sistema ISA que incluye compensación de errores como factores de escala y offsets.
- Un sistema de navegación inercial INS (*Inertial Navigation System*): es un sistema IMU con las salidas de la unidad introducidas en los algoritmos de navegación para poder estimar la posición, velocidad, actitud y dirección del vehículo. La unidad proporciona además los datos puros compensados que pueden ser usados para propósitos de estabilidad y control.

### 4.3. Ventajas y desventajas de un INS

---

Los sistemas INS se encuentran por norma general en casi todos los aviones de largas distancias, en embarcaciones marítimas, submarinos y aplicaciones misiles, y esto se debe a su gran difusión inicial para fines militares. En tales aplicaciones los sensores implementados debían ser de extremada calidad, proporcionando lecturas estables de gran resolución y elevado ancho de banda. La algoritmia y electrónica empleada debe ser de gran calidad con el objetivo de minimizar la introducción de cualquier error. Con la tendencia actual hacia una mejor navegación para aplicaciones civiles, los sistemas INS pueden proporcionar sensores útiles, pero de elevado precio si se desea gran precisión, por lo que se convierte en excesivamente caros para aplicaciones como robots móviles o vehículos terrestres.

El coste principal se debe al tipo de sensores inerciales implementados, y en particular a los giróscopos. Reduciendo el coste de estos sensores mediante el uso de materiales más baratos en el proceso de fabricación y en la implementación física, se pierde precisión en el sistema inercial.

### 4.3 Ventajas y desventajas de un INS

Las principales ventajas de la navegación inercial sobre otras formas de navegación son las siguientes:

1. Es un sistema autónomo y no depende de un sistema asistente externo o de las condiciones de visibilidad. Puede operar en túneles y bajo el agua tan bien como en cualquier otro sitio.
2. Se ajusta bien a la navegación integrada, guía y control de un equipo vehículo. Su IMU mide las derivadas de las variables de control (e.g. posición, velocidad y actitud).
3. Es inmune al tráfico e inherentemente indetectable (imperceptible). No recibe ni emite radiación detectable y no requiere antena, que podría hacerlo visible por radar.

Y como desventajas cabe destacar las siguientes:

1. El error cuadrático medio de navegación se incrementa con el tiempo.
2. El coste del sistema incluye:
  - (a) Coste de adquisición, que puede ser un orden de magnitud (o más) superior al de los receptores GPS.
  - (b) Coste de operación, incluyendo las acciones y el tiempo requerido para la inicialización de la posición y la actitud. El tiempo requerido para inicializar la actitud de un INS por alineación de girocompás se mide en minutos. El tiempo para la primera fijación en un GPS se mide en segundos.
3. Tamaño y peso. El peso del sistema INS debe ser tenido en cuenta en el diseño del vehículo:

- (a) Los primeros sistemas INS pesaban cientos de kilogramos.
  - (b) Posteriores INS como Mesoscale, preparado para la integración con GPS pesaba unos pocos kilogramos.
  - (c) El desarrollo de sensores micro-electromecánicos es el objetivo de los sistemas de gran tamaño.
4. Requerimientos de alimentación, mayores de que los de un GPS.
  5. Disipación de calor, proporcional al consumo.

### 4.4 Implementación física

#### 4.4.1 Introducción

La implementación física de los sensores inerciales se puede llevar a cabo de dos formas:

- Configuración *Gimbal*. Los acelerómetros se montan en una plataforma mecánica de tal forma que ésta siempre permanece alineada con la estructura de navegación.
- Configuración *Strapdown*. Los acelerómetros y giróscopos se montan directamente sobre el cuerpo del vehículo.

En una configuración strapdown los sensores experimentan todos los efectos del movimiento del vehículo, por lo que se requiere mayor ancho de banda y rango dinámico. El mayor rango dinámico a su vez afecta a la estabilidad de los términos de factor de escala, y puede también introducir mayores errores de no linealidades. Un mayor ancho de banda implica más ruido captado por el sensor. Además, un sistema gimbal requiere un procesamiento computacional mínimo ya que la plataforma se mantiene alineada con la estructura de navegación, mientras que la configuración *strapdown* necesita computar y resolver términos relativos a la estructura de navegación y la del cuerpo.

Si prestamos atención únicamente a estos análisis los sistemas gimbal parecerían siempre la mejor opción. Y eso es cierto para sistemas que requieran gran precisión, pero los sistemas inerciales *strapdown* son más ligeros, más pequeños y requieren menos alimentación, lo que supone importantes reducciones en el coste si los comparamos con los gimbal, por lo que, en determinadas aplicaciones, serán aquellos la mejor opción de implementación.

### 4.5 Sensores inerciales

El diseño de los sensores inerciales está limitado únicamente por la mente humana y las leyes de la física y existen literalmente miles de diseños de giróscopos y acelerómetros, aunque no todos son usados en navegación inercial. Algunos giróscopos, por ejemplo, son usados para pilotar y estabilizar barcos, torpedos, misiles, armas con visión, cámaras y binoculares, y existen sensores de aceleración utilizados para medir la gravedad, señales sísmicas, el nivelado y la medición de vibraciones.

## 4.5. Sensores inerciales

Sensor	Gir6scopo			Aceler6metro		
Efecto f6sico usado	Conserva- ci6n del momento angular	Efecto Coriolis	Efecto Sagnac	Precesi6n girosc6pi- ca	Fuerza Electro- magn6ti- ca	Tensi6n bajo carga
M6todo de imple- menta- ci6n del sensor	Desplaza- miento angular	Vibraci6n	Anillo l6- ser	Desplaza- miento angular	<i>Drag cup</i>	Piezo- el6ctrico
	Torque rebalanza	Rotaci6n	Fibra 6p- tica	Torque rebalanza	Electromag- netismo	Piezo- resistivo

Cuadro 4.1: Algunas tecnolog6as b6sicas de los sensores inerciales.

### 4.5.1 Tecnolog6as en los Sensores

En la tabla 4.1 se presenta un ejemplo de tecnolog6a de sensor inercial usada en navegaci6n inercial. S6rvase la tabla simplemente como ejemplo ilustrativo de la gran diversidad de tecnolog6as aplicadas en la navegaci6n inercial.

### 4.5.2 Modelos de error comunes

#### Modelos de sensor de nivel

En la figura 4.2 se presentan algunos de los tipos de errores del sensor m6s comunes que a continuaci6n se explican:

- (a) offset (*bias*), o salida no nula ante entrada cero.
- (b) error de factor de escala (*scale factor error*), a menudo consecuencia del envejecimiento o de las tolerancias en la fabricaci6n.
- (c) No linealidad (*nonlinearity*), que aparece en la mayor6a de los sensores en alg6n grado.
- (d) Asimetr6a del factor de escala seg6n el signo (*scale factor sign asymmetry*), a menudo consecuencia de un desequilibrio en los amplificadores *push-pull*.
- (e) Zona muerta (*dead zone*), normalmente debido a problemas mec6nicos.
- (f) Error de cuantificaci6n (*quantization error*), inherente a todos los sistemas digitales.

Te6ricamente, una persona podr6a ser capaz de recuperar la entrada del sensor mientras que la relaci6n entrada/salida sea conocida e inversible. En este caso, los errores de zona muerta y de cuantificaci6n son los 6nicos que presentan problemas.

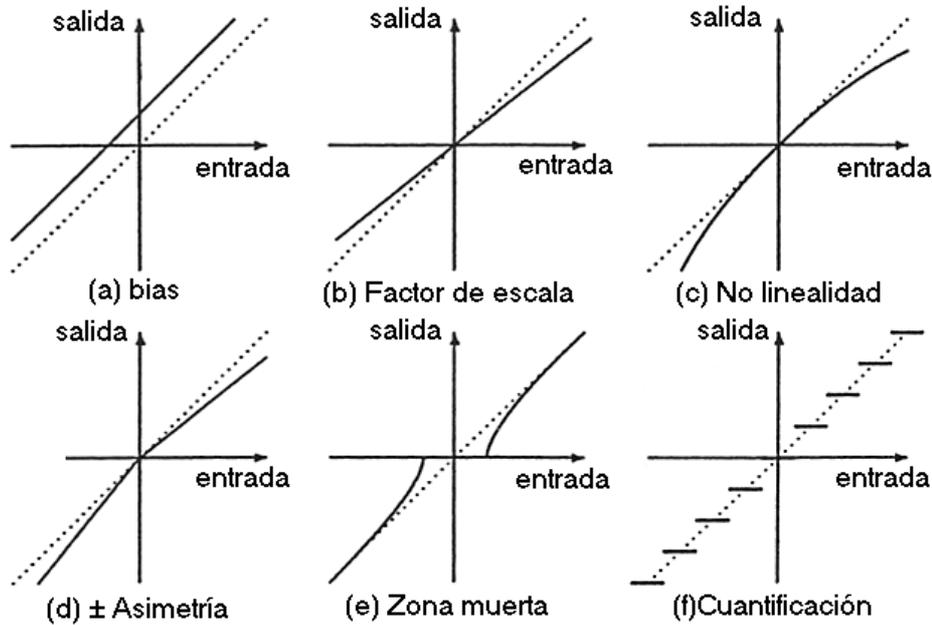


Figura 4.2: Tipos de error entrada/salida comunes.

### Modelos de nivel de conjunto

Para un conjunto de tres giróscopos y acelerómetros con ejes de entrada nominalmente ortogonales, los efectos de factor de escala, derivaciones y desalineaciones de los ejes de entrada sobre el valor nominal, respecto a los valores nominales se modelan según la ecuación

$$\mathbf{z}_{\text{output}} = S_{\text{nominal}}(\mathbf{I} + \mathbf{M})\mathbf{z}_{\text{input}} + \mathbf{b}_z \tag{4.1}$$

donde las componentes del vector  $\mathbf{b}_z$  son los tres offsets (*biases*) de salida de los sensores, las componentes de los vectores  $\mathbf{z}_{\text{input}}$  y  $\mathbf{z}_{\text{output}}$  son los valores sentidos (aceleraciones o velocidades angulares) y los valores de salida de los sensores respectivamente,  $S_{\text{nominal}}$  es el factor de escala nominal del sensor, y los elementos de  $m_{ij}$  de la matriz  $\mathbf{M}$  (matriz de factores de escala y desalineaciones) representan de forma individual la derivación del factor de escala y la desalineación de los ejes de entrada, tal y como se ve en la figura 4.3. Los vectores más largos de la figura representan las direcciones de los ejes nominales de entrada (etiquetadas como #1, #2 y #3) y los vectores pequeños (etiquetados  $m_{ij}$ ) representan las direcciones de las desviaciones del factor de escala ( $i = j$ ) y las desalineaciones ( $i \neq j$ ).

La ecuación 4.1 representa las salidas como funciones de las entradas. La corres-

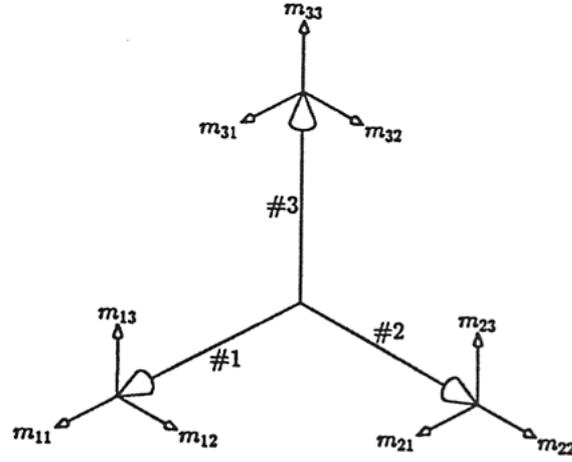


Figura 4.3: Direcciones de los errores de conjunto del sensor modelados.

pondiente “forma compensatoria” será:

$$\mathbf{z}_{\text{input}} = \frac{1}{S_{\text{nominal}}} \{\mathbf{I} + \mathbf{M}\}^{-1} \{\mathbf{z}_{\text{output}} - \mathbf{b}_z\} \quad (4.2)$$

$$= \frac{1}{S_{\text{nominal}}} \{\mathbf{I} - \mathbf{M} + \mathbf{M}^2 - \mathbf{M}^3 + \dots\} \{\mathbf{z}_{\text{output}} - \mathbf{b}_z\} \quad (4.3)$$

$$\approx \frac{1}{S_{\text{nominal}}} \{\mathbf{I} - \mathbf{M}\} \{\mathbf{z}_{\text{output}} - \mathbf{b}_z\} \quad (4.4)$$

si los errores del sensor son suficientemente pequeños (e.g.,  $< 10^{-3}$  rad. de desalineación y  $< 10^{-3}$  partes por cada unidad en la desviación del factor de escala).

La forma compensatoria es la usada en la implementación de sistemas para compensar las salidas del sensor usando una simple matriz constante  $\bar{\mathbf{M}}$  de la forma

$$\mathbf{z}_{\text{input}} = \bar{\mathbf{M}} \{\mathbf{z}_{\text{output}} - \mathbf{b}_z\} \quad (4.5)$$

$$\bar{\mathbf{M}} \stackrel{\text{def}}{=} \frac{1}{S_{\text{nominal}}} \{\mathbf{I} - \mathbf{M}\}^{-1}. \quad (4.6)$$

### 4.5.3 Sensores de actitud

#### Sensores de actitud no giroscópicos

Los giróscopos son los sensores de actitud usados en la mayoría de los sistemas INS. Existen otros tipos pero son usados principalmente como asistentes en los sistemas INS con giróscopos. Entre ellos podemos citar los sensores magnéticos, rastreadores de estrellas, sistemas de alineación óptica respecto al suelo, y receptores GPS usando arrays de antenas.

## Capítulo 4. Navegación inercial

### Grados de actuación de los giróscopos

Los giróscopos usados en navegación inercial atienden a los llamados “grados inerciales” (*inertial grade*), que se refiere normalmente al rango de actuación del sensor, a la calidad de la actuación, dependiente de los requisitos de actuación del sistema. La tabla 4.2 muestra algunos grados de actuación comúnmente aceptados para giróscopos, basados en las aplicaciones a las que son destinados, pero sin incluir las aplicaciones GPS/INS integradas.

Parámetro de actuación	Unidades	Grados de actuación		
		Inercial	Intermedio	Moderado
Máxima	grados/h	$10^2$ - $10^6$	$10^2$ - $10^6$	$10^2$ - $10^6$
Entrada	grados/s	$10^{-2}$ - $10^2$	$10^{-2}$ - $10^2$	$10^{-2}$ - $10^2$
Factor de escala	parte/parte	$10^{-6}$ - $10^{-4}$	$10^{-4}$ - $10^{-3}$	$10^{-3}$ - $10^{-2}$
Bias	grados/h	$10^{-4}$ - $10^{-2}$	$10^{-2}$ - $10$	$10$ - $10^2$
Estabilidad	grados/s	$10^{-8}$ - $10^{-6}$	$10^{-6}$ - $10^{-3}$	$10^{-3}$ - $10^{-2}$
Bias	grados/ $\sqrt{h}$	$10^{-4}$ - $10^{-3}$	$10^{-2}$ - $10^{-1}$	$1$ - $10$
<i>Drift</i> (arrastre)	grados/ $\sqrt{s}$	$10^{-6}$ - $10^{-5}$	$10^{-5}$ - $10^{-4}$	$10^{-4}$ - $10^{-3}$

Cuadro 4.2: Grados de actuación para giróscopos.

### Tipos de sensor

Los diseñadores de giróscopos han usado diversas aproximaciones a un problema común, como pueden ser:

*Momento de giro de rueda (Momentum Wheels)*. Los giróscopos *momentum wheels* emplean una masa giratoria. Si la rueda giratoria se monta dentro de unos gimbals para aislarla de rotaciones del cuerpo sobre el que se monta, su eje de giro tiende a permanecer en una dirección inercialmente fija y los ángulos gimbal proveen una lectura de salida del desplazamiento angular total de esa dirección respecto a las direcciones de los ejes del cuerpo fijo. Si, en lugar de eso, a su eje de giro se le aplica un par para seguir los ejes del cuerpo, entonces los componentes del par requeridos proveen una medida de las velocidades angulares del cuerpo, normal al eje de giro de la rueda. En cualquier caso, este tipo de giróscopo puede potencialmente medir dos componentes (ortogonal al eje de la rueda) de desplazamiento angular o velocidad, en cuyo caso se llama giróscopo de dos ejes (*two-axis gyroscope*). Debido a que las características de arrastre de los giróscopos *momentum wheels* se ven enormemente afectadas por los pares aplicados, estos giróscopos son a menudo diseñados con innovaciones tecnológicas en cuanto a carga (cargas de gas, magnéticas, o electromecánicas). Si el acople mecánico entre la rueda y su eje es flexible, con la razón de elasticidad mecánica justa –dependiendo de la rotación y el momento angular de la rueda– la razón efectiva de elasticidad de torsión en la rueda puede ser cancelada. Este tipo de ajuste dinámico aísla el giróscopo de los pares aplicados y generalmente mejora su actuación.

*Efecto Coriolis (Coriolis effect).* El efecto Coriolis describe la aparente aceleración que actúa sobre un cuerpo que se mueve con velocidad constante dentro de un marco coordinado giratorio (una estructura coordinada que gira). Se puede modelar en términos del vector producto cruzado como

$$\mathbf{a}_{\text{Coriolis}} = -\boldsymbol{\Omega} \otimes \mathbf{v} \quad (4.7)$$

$$= - \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \end{bmatrix} \otimes \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \end{bmatrix} \quad (4.8)$$

$$= \begin{bmatrix} -\Omega_2 v_3 + \Omega_3 v_2 \\ -\Omega_3 v_1 + \Omega_1 v_3 \\ -\Omega_1 v_2 + \Omega_2 v_1 \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

donde  $\mathbf{v}$  es el vector velocidad del cuerpo dentro del marco giratorio,  $\boldsymbol{\Omega}$  es el vector velocidad de rotación inercial del marco coordinado (i.e. con dirección paralela al eje de rotación y magnitud igual a la velocidad de rotación), y  $\mathbf{a}_{\text{Coriolis}}$  es la aceleración aparente que actúa sobre el cuerpo en el marco coordinado giratorio.

*Giróscopo de efecto Coriolis giratorio (Rotating Coriolis Effect Gyroscopes).* El efecto giroscópico en los giróscopos *momentum wheels* se puede explicar mediante el efecto Coriolis, pero existen además giróscopos que miden la aceleración de Coriolis en la rueda giratoria. Un ejemplo de un giróscopo de dos ejes como ese se muestra en la figura 4.4. Para sentir la rotación, usa un acelerómetro montado fuera de los ejes (*off-axis*) en el miembro giratorio, con su eje de entrada de aceleración paralelo al eje de rotación de la base. Cuando el grupo entero es girado sobre cualquier eje normal a su propio eje de rotación, el acelerómetro montado en la base giratoria siente una aceleración de Coriolis sinusoidal. La posición y velocidad del acelerómetro girado con respecto a las coordenadas inerciales será

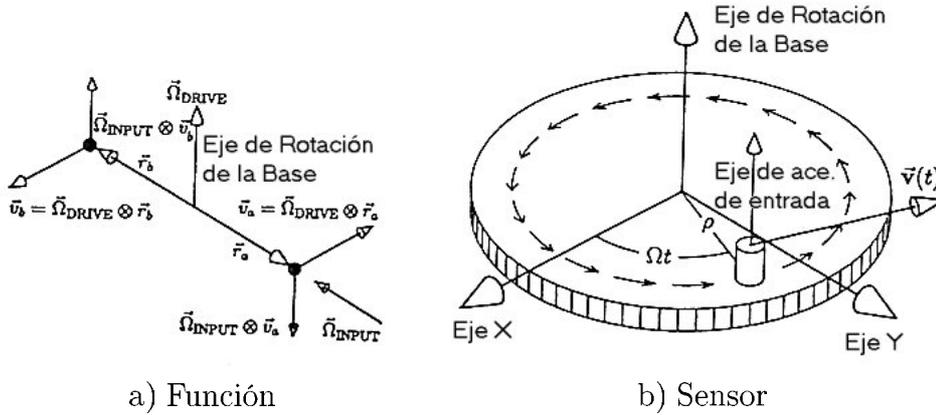
$$\mathbf{x}(t) = \rho \begin{bmatrix} \cos(\Omega_{\text{drive}} t) \\ \sin(\Omega_{\text{drive}} t) \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (4.10)$$

$$\mathbf{v}(t) = \frac{d}{dt} \mathbf{x}(t) \quad (4.11)$$

$$\mathbf{x}(t) = \rho \Omega_{\text{drive}} \begin{bmatrix} -\sin(\Omega_{\text{drive}} t) \\ \cos(\Omega_{\text{drive}} t) \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (4.12)$$

donde  $\Omega_{\text{drive}}$  es la velocidad de rotación de mando y  $\rho$  es la distancia del acelerómetro al eje de rotación de la base.

El eje de entrada del acelerómetro es paralelo al eje de rotación de la base, así que es insensible a las rotaciones sobre el eje de rotación de la base (eje  $z$ ). Sin embargo, si este aparato es rotado  $\Omega_{x,\text{input}}$  y  $\Omega_{y,\text{input}}$ , componentes ortogonales al eje  $z$ , la aceleración



a) Función

b) Sensor

Figura 4.4: Giróscopo de efecto Coriolis giratorio.

Coriolis del acelerómetro será el vector producto cruzado

$$\mathbf{a}_{Coriolis}(t) = - \begin{bmatrix} \Omega_{x,input} \\ \Omega_{y,input} \\ 0 \end{bmatrix} \otimes \mathbf{v}(t) \quad (4.13)$$

$$= -\rho\Omega_{drive} \begin{bmatrix} \Omega_{x,input} \\ \Omega_{y,input} \\ 0 \end{bmatrix} \otimes \begin{bmatrix} -\sin(\Omega_{drive}t) \\ \cos(\Omega_{drive}t) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4.14)$$

$$= \rho\Omega_{drive} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \Omega_{x,input} \cos(\Omega_{drive}t) + \Omega_{y,input} \sin(\Omega_{drive}t) \end{bmatrix}, \quad (4.15)$$

El acelerómetro del eje de rotación  $z$  sentirá entonces la componente  $z$  de la aceleración de Coriolis.

$$a_{z,input}(t) = \rho\Omega_{drive}[\Omega_{x,input} \cos(\Omega_{drive}t) + \Omega_{y,input} \sin(\Omega_{drive}t)] \quad (4.16)$$

que puede ser demodulado para recuperar las componentes de fase  $\rho\Omega_{drive}\Omega_x$  (en fase) y  $\rho\Omega_{drive}\Omega_{y,input}$  (en cuadratura), siendo cada una de ellas proporcional a una componente de la velocidad de rotación de entrada. La demodulación de la salida del acelerómetro elimina el offset de DC (polarización o *bias*), así que esta implementación es insensible al error de offset.

*Multisensor giratorio (rotating multisensor)*. Otro acelerómetro se puede montar en la base móvil de un giróscopo de efecto Coriolis giratorio, pero con su eje de entrada tangencial a su dirección del movimiento. Sus salidas pueden ser demoduladas similarmente al caso anterior para implementar un acelerómetro de dos ejes con error de offset efectivo nulo.

*Giróscopo de torsión resonante (torsion resonator gyroscope)*. Este es un dispositivo MEMS (*Micro-ElectroMechanical Systems*) desarrollado por primera vez en los años

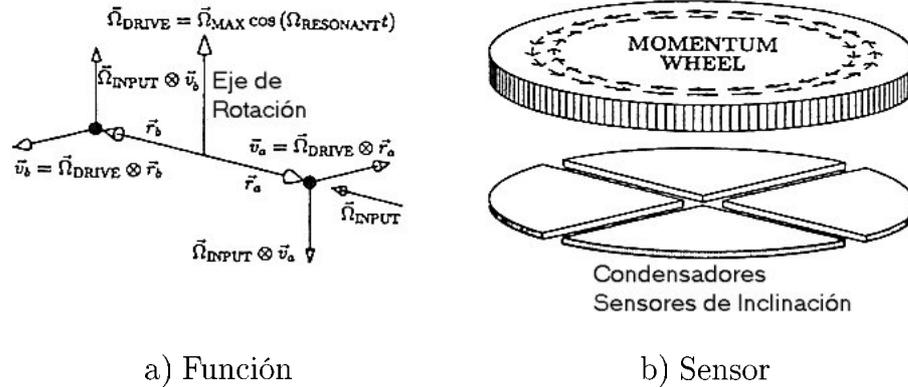


Figura 4.5: Giróscopo de torsión resonante.

80. Es similar en algunos aspectos al giróscopo de efecto Coriolis giratorio, excepto que la rotación de la rueda es sinusoidal a la frecuencia de resonancia de torsión y las rotaciones de entrada se sienten cuando la rueda está inclinándose a esa frecuencia. Este giróscopo utiliza una rueda acoplada a un muelle de torsión y conducida a la resonancia para crear el momento angular sinusoidal en la rueda. Si se gira el dispositivo sobre cualquier eje en el plano de la rueda, el efecto Coriolis introduce inclinaciones sinusoidales sobre el eje ortogonal en el plano de la rueda, como ilustra la figura 4.5a. Estas inclinaciones sinusoidales son sentidas por cuatro sensores capacitativos muy próximos a la cara inferior de la rueda (figura 4.5.b).

*Otros giróscopos de efecto Coriolis vibratorio.* Entre estos se incluyen los cables vibratorios, emisiones (*beams*) vibratorias, *tuning forks* (tenedores vibrantes), que son pares de vigas vibratorias, y los “vasos de vino”, en los que una combinación de velocidad de giro y el efecto Coriolis acopla un modo de vibración en otro. El miembro vibratorio es conducido en uno de los modos, la entrada es velocidad de rotación, y la salida es la vibración sentida en el modo no conducido. Todos los giróscopos de efecto Coriolis vibratorio miden una componente de la velocidad angular ortogonal a la velocidad de vibración. El ejemplo mostrado en la figura 4.6 es un *tuning fork* conducido en un modo de vibración con sus puntas acercándose y alejándose al unísono (figura 4.6a). Su eje sensitivo es paralelo a las puntas. La rotación sobre este eje es ortogonal a la dirección de la velocidad de la punta, y la aceleración de Coriolis resultante tendrá la dirección de  $\omega \otimes \mathbf{v}$ , que excita el modo de vibración de salida mostrado en la figura 4.6b. Este modo de giro creará un par acoplado a través del mango. Algunos diseños usan un *tuning fork* para transferir este modo a un segundo grupo de puntas de salida. En ocasiones, el nivel de la actuación de los sensores de efecto Coriolis tiende a crecer a medida que el tamaño del dispositivo se reduce, debido a que la sensibilidad aumenta con la velocidad, que a su vez aumenta con la frecuencia, que aumenta conforme el dispositivo reduce su tamaño.

*Giróscopos láser.* Existen fundamentalmente dos tipos de giróscopos láser, el giróscopo de anillo láser (*Ring Laser Gyroscope*) RLG, y el giróscopo de fibra óptica (*Fiber*

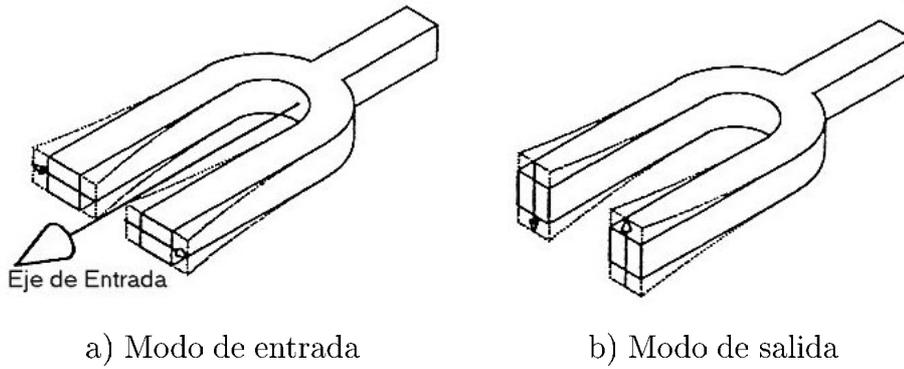


Figura 4.6: Modos de vibración del giróscopo *tuning fork*.

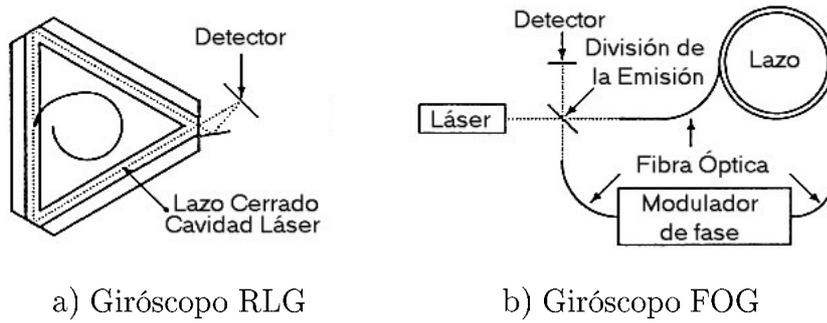


Figura 4.7: Componentes ópticos básicos de los giróscopos láser.

*Optic Gyroscope*) FOG. Ambos emplean el efecto Sagnac sobre la emisión láser antirrotación y un detector de fase interferométrico (un instrumento que separa un haz de luz en un conjunto de rayos coherentes y después los superpone para obtener franjas de interferencia) para medir los cambios de fase relativos. Los componentes ópticos básicos y los principios de operación de ambos se ilustran en la figura 4.7.

*Giróscopo de anillo láser.* Los principales componentes ópticos de un RLG se muestran en la figura 4.4a, que muestra una cavidad triangular para el láser con espejos en los tres vértices. El láser aparece en las dos direcciones, creando emisiones láser tanto en sentido horario como antihorario. La longitud de la cavidad para el láser es servocontrolada con uno de los espejos. Un espejo permite el tiempo suficiente para que las dos emisiones antirrotación puedan formar un patrón de interferencia en un array fotodetector. La rotación inercial en este dispositivo en el plano de la página cambiará las longitudes efectivas de la cavidad de las emisiones en sentido horario y antihorario (el efecto Sagnac), causando un cambio efectivo de la frecuencia relativa en el detector. La salida es una interferencia con una franja de frecuencias proporcional a la velocidad de rotación de entrada, siendo por tanto el giróscopo de anillo láser un giróscopo de integración de velocidad. El factor de escala del sensor es proporcional al área encerrada por los caminos del láser.

*Giróscopo de fibra óptica.* Los principales componentes ópticos de un FOG se ilustran en la figura 4.7b, donde se muestra una fuente láser común externa generando señales de luz tanto en sentido horario como antihorario que viajan por un lazo de fibra óptica. La rotación inercial de este dispositivo en el plano de la página cambiará las longitudes efectivas de los caminos de las emisiones horaria y antihoraria en el lazo de fibra (efecto Sagnac), provocando un cambio efectivo de la fase relativa en el detector. La fase de la interferencia entre las emisiones horaria y antihoraria es medida a la salida del detector, pero en este caso la diferencia en la fase de salida es proporcional a la velocidad de rotación. En efecto, el FOG es un giróscopo de velocidad, mientras que el RLG es un giróscopo de integración de velocidad. La modulación de la fase en el camino óptico (más algún procesamiento de señal) puede usarse para mejorar la resolución efectiva de la fase de salida. El factor de escala del FOG es proporcional al producto del área encerrada en el lazo y el número de giros. Los cambios en la temperatura y las aceleraciones pueden alterar la distribución de tensiones en la fibra óptica, lo que podría causar errores en la salida. A la hora de diseñar un FOG se debe tener en cuenta este tipo de efectos y tratar de minimizarlos.

### Modelos de error para giróscopos

Los modelos de error para giróscopos se usan principalmente para dos propósitos:

1. En el diseño de giróscopos, para predecir las características de actuación como funciones de parámetros de diseño. Los modelos usados para este propósito están basados generalmente en principios físicos relativos a las características de error en las dimensiones y en propiedades físicas del giróscopo y sus partes componentes, incluyendo las electrónicas.

## Capítulo 4. Navegación inercial

---

2. Para la calibración y compensación de los errores de salida. Calibración es el proceso de observar las salidas del giróscopo conociendo las entradas y usar esta información para ajustar los parámetros de los modelos matemáticos para las salidas (incluyendo errores) como funciones de las entradas conocidas. La relación se invierte para la compensación del error (i.e., determinar las entradas verdaderas como funciones de las salidas corruptas). Los modelos usados para este propósito generalmente son de dos tipos:
  - (a) Modelos derivados de los de diseño y reutilizados para calibración y compensación. Sin embargo, es frecuente que aparezca un solapamiento entre los modelos. En este caso puede haber más causas independientes que efectos observables. Todos los coeficientes de modelos independientes no serán observables con los datos del test, y se debe recurrir a elegir un subconjunto de modelos indeterminados.
  - (b) Modelos matemáticos derivados estrictamente de ajuste de datos empíricos. Estos modelos están sujetos al mismo tipo de condiciones de observabilidad que las de los modelos de análisis de diseño, y se deberá tener cuidado en el diseño del procedimiento de calibración para asegurar que todos los coeficientes del modelo pueden ser bien determinados para compensar los errores. Las ecuaciones de covarianza del filtrado de Kalman son muy útiles para este tipo de análisis de calibración.

Las aplicaciones GPS/INS realizan una calibración del modelo de error del sensor en vuelo (*on the fly*) usando los modelos de error del sensor, datos redundantes del sensor y un filtro de Kalman.

*Polarización u offset (bias)*. Las causas que propician este tipo de error son los pares aplicados, la conducción de excitación por el camino directo de datos, y offsets de las salidas electrónicas. Generalmente hay tres tipos de error de *bias* por los que preocuparse:

1. *bias* fijo, que sólo necesita una calibración,
2. estabilidad *bias* desde un encendido hasta otro, que puede darse debido a ciclos térmicos del giróscopo y su electrónica, entre otras causas, y
3. arrastre *bias* (*bias drift*) tras el encendido, que se modela generalmente como un *random walk* (camino aleatorio) y se define en  $\text{deg/h}/\sqrt{h}$  u otras unidades equivalentes apropiadas para caracterizarlo.

Tras cada encendido, la ecuación general de error *bias* en un giróscopo tendrá la forma de una velocidad de rotación sobre el eje de entrada del mismo:

$$\omega_{\text{output}} = \omega_{\text{input}} + \delta\omega_{\text{bias}} \quad (4.17)$$

$$\delta\omega_{\text{bias}} = \delta\omega_{\text{constant}} + \delta\omega_{\text{turn-on}} + \delta\omega_{\text{randomwalk}}, \quad (4.18)$$

donde  $\delta\omega_{\text{constant}}$  es una constante conocida,  $\delta\omega_{\text{turn-on}}$  es una constante desconocida y  $\delta\omega_{\text{randomwalk}}$  se modela como un proceso *random walk*:

$$\frac{d}{dt}\delta\omega_{randomwalk} = w(t), \quad (4.19)$$

donde  $w(t)$  es un proceso de ruido blanco con media cero y varianza conocida. La variabilidad del *bias* desde el encendido se denomina estabilidad *bias*, y la variabilidad tras el encendido se denomina *bias drift* (arrastre *bias*).

*Factor de escala.* El factor de escala del gir6scopo se especifica normalmente en compensaci6n de la siguiente forma:

$$\omega_{input} = C_{scalefactor}\omega_{output}, \quad (4.20)$$

donde  $C_{scalefactor}$  puede tener componentes que sean constantes, variables de un encendido a otro y de arrastre despu3s del encendido.

$$C_{scalefactor} = C_{constantscalefactor} + C_{scalefactorstability} + C_{scalefactordrift}, \quad (4.21)$$

similar al modelo *bias* del gir6scopo.

*Desalineaci6n del eje de entrada.* El eje de entrada de un gir6scopo define la componente de la velocidad de rotaci6n que se siente. Los ejes de entrada de un gir6scopo representan una direcci6n fija respecto a su estructura. Frecuentemente no es posible fabricar gir6scopos con su eje de entrada en la direcci6n deseada y con la precisi6n requerida, por lo que es necesario realizar algunas compensaciones. Los primeros sistemas gimbal usaban *shimming* mecánico para alinear los ejes de entrada del gir6scopo en direcciones ortogonales, debido a que las computadoras de navegaci6n no tenían la capacidad para hacerlo mediante software, tal y como se hace actualmente. Existen dos componentes ortogonales de la desalineaci6n del eje de entrada. Para desalineaciones pequeñas, estas componentes son aproximadamente ortogonales a la direcci6n en el eje de entrada deseada y ellas hacen al gir6scopo desalineado sensible a las componentes de la velocidad de rotaci6n en estas direcciones ortogonales. La aproximaci6n del ángulo pequeño por el error de salida  $\delta\omega_i$  ser3 por tanto de la forma:

$$\delta\omega_i \approx \omega_j\alpha_{ij} + \omega_k\alpha_{ik}, \quad (4.22)$$

donde

$\omega_i$  = componente de la velocidad de rotaci6n del gir6scopo que se intenta leer

$\omega_j$  = componente de la velocidad de rotaci6n ortogonal a  $\omega_i$

$\omega_k$  = componente de la velocidad de rotaci6n ortogonal a  $\omega_i$  y a  $\omega_j$

$\alpha_{ij}$  = componente angular de la desalineaci6n (en radianes) hacia  $\omega_k$

$\alpha_{ik}$  = componente angular de la desalineaci6n (en radianes) hacia  $\omega_j$

## Capítulo 4. Navegación inercial

---

*Compensación de los tres errores combinados.* La compensación para los errores de *bias*, factor de escala y desalineaciones del eje de entrada de forma conjunta para tres giróscopos con los ejes de entrada nominalmente ortogonales se implementa en forma matricial tal y como muestra la ecuación 4.23.

$$\begin{bmatrix} \omega_{i,\text{input}} \\ \omega_{j,\text{input}} \\ \omega_{k,\text{input}} \end{bmatrix} = \bar{\mathbf{M}}_{\text{gyro}} \left\{ \begin{bmatrix} \omega_{i,\text{output}} \\ \omega_{i,\text{output}} \\ \omega_{i,\text{output}} \end{bmatrix} - \omega_{\text{bias}} \right\}, \quad (4.23)$$

donde  $\omega_{\text{bias}}$  es la compensación *bias* (un vector), y  $\bar{\mathbf{M}}_{\text{gyro}}$  (una matriz de  $3 \times 3$ ) es la compensación combinada del factor de escala y la desalineación. Los elementos de la diagonal de la matriz  $\bar{\mathbf{M}}_{\text{gyro}}$  realizan la compensación de los tres errores de factor de escala, y los elementos que no pertenecen a la diagonal de  $\bar{\mathbf{M}}_{\text{gyro}}$  compensan por las seis desalineaciones de los ejes de entrada.

*No linealidad de la entrada y la salida.* Las no linealidades de los sensores son típicamente modeladas en términos de las series expansión de MacLauren, siendo los dos primeros términos el error *bias* y el factor de escala. El de orden siguiente es el término cuadrado, y la expansión tendrá las formas

$$\omega_{\text{output}} = C_0 + C_1\omega_{\text{input}} + C_2\omega_{\text{input}}^2 + \dots, \quad (4.24)$$

$$\omega_{\text{input}} = C_0 + C_1\omega_{\text{output}} + C_2\omega_{\text{output}}^2 + \dots, \quad (4.25)$$

dependiendo de si se modela la entrada como una función de la salida o viceversa. La forma de compensación de salida (ecuación 4.25) es más útil en implementación.

*Sensitividad de aceleración.* Los giróscopos *momentum wheels* exhiben velocidades de cambio de rumbo causadas por el desplazamiento relativo del centro de masas respecto del centro de fuerzas, tal y como ilustra la figura 4.8. Será objetivo de diseño minimizar esta distancia pero para fines ilustrativos se plantea un caso extremo. Las aceleraciones igual y opuesta y las fuerzas inerciales  $ma$ , separados una distancia  $d$ , crea un par de magnitud  $\tau = dma$ . Recordemos la ley para movimiento angular  $\tau = \mathbf{I}\dot{\omega}$ , donde  $\mathbf{I}$  es el momento de inercia del grupo rotor y  $\omega$  es su velocidad angular. Para el ejemplo mostrado, este par está en ángulo recto a la velocidad angular del rotor  $\omega$  y causa un cambio de rumbo en el vector velocidad angular. Los giróscopos que no son de este tipo pueden presentar también sensitividad de aceleración, aunque no en la misma forma. En algunos casos, es causada por tensiones mecánicas en la estructura del sensor.

### Sensitividad de g-cuadrado

Los giróscopos pueden presentar además errores de salida proporcionales al cuadrado de las componentes de la aceleración.

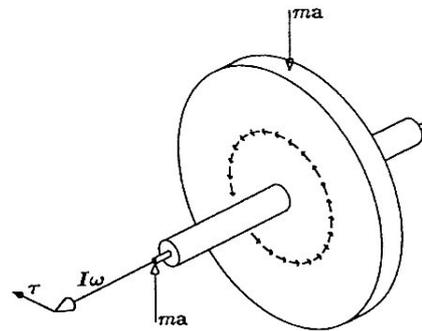
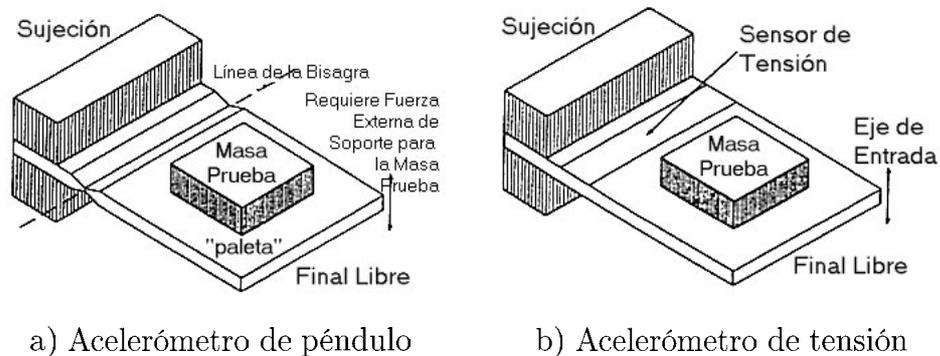


Figura 4.8: Precesión debida a masa desequilibrada.



a) Acelerómetro de péndulo

b) Acelerómetro de tensión

Figura 4.9: Acelerómetros de eje sencillo.

#### 4.5.4 Sensores de aceleración

Todos los sensores de aceleración usados en navegación inercial son llamados acelerómetros. Los sensores de aceleración usados en otros propósitos incluyen burbujas de nivel (*bubble levels*) para medir la dirección de la aceleración, gravímetros, que miden campos gravitatorios, y sismógrafos, usados en exploraciones sísmicas y para detectar terremotos y explosiones subterráneas.

##### Tipos de acelerómetros

Los acelerómetros usados en navegación inercial dependen de la Segunda Ley de Newton (en la forma  $F = ma$ ) para medir aceleración ( $a$ ) conociendo la fuerza ( $F$ ), con la constante de escala ( $m$ ) llamada "masa prueba". Este principio sirve todavía hoy para el diseño de un amplio abanico de sensores.

*Acelerómetros giroscópicos.* Los acelerómetros giroscópicos miden aceleración mediante su influencia en la velocidad de precesión de un giroscopio de masa no equilibrada (*mass unbalanced*), como muestra la figura 4.8<sup>1</sup>. Si se permite al giroscopio ese cambio, el cam-

<sup>1</sup>precesión es un fenómeno asociado con la acción de un giroscopio y consiste en una rotación comparativamente lenta del eje de rotación de un cuerpo giratorio sobre una línea que intersecta el

## Capítulo 4. Navegación inercial

---

bio del ángulo de precesión neto (integral de la velocidad de cambio) será proporcional al cambio de velocidad (integral de la aceleración). Si al giróscopo se le aplica un par para prevenir ese cambio, el par requerido será proporcional a la aceleración perturbadora. Un giróscopo PIGA (*Pulse-Integrating Gyroscopic Accelerometer*) usa pulsos de pares de manera que la velocidad de pulsos es proporcional a la aceleración y cada pulso es equivalente a un cambio constante de velocidad (la integral de la aceleración). Los acelerómetros giroscópicos son sensibles también a velocidades de rotación, así que se usan casi exclusivamente en sistemas gimbal.

*Acelerómetros de péndulo.* Los acelerómetros de péndulo usan una bisagra para soportar la masa prueba de dos dimensiones, como ilustra la figura 4.9a, de tal forma que únicamente es libre de moverse en la dirección del eje de entrada, normal a la superficie de la paleta. Este diseño requiere una fuerza externa de soporte que evite que la masa prueba se mueva en esa dirección. La fuerza requerida será proporcional a la aceleración que, de no existir dicha fuerza, perturbaría la masa prueba.

*Acelerómetros de fuerza re-equilibrada.* Los acelerómetros electromagnéticos (EMAs) son acelerómetros de péndulo que usan una fuerza electromagnética para evitar que la paleta se mueva. Un diseño común usa un *voice coil* (una bobina móvil de altavoz) unido a la paleta y conducido en una disposición similar a un cono para hablar conducido en permanente magnetismo, con el flujo magnético a través de los rollos provisto de magnetismo permanente. La corriente en el rollo se controla mediante un lazo de realimentación, incluyendo un sensor de posición de la paleta como un condensador. La corriente del lazo de realimentación a través del *voice coil* será proporcional a la aceleración perturbadora. Para los PIGA, la corriente de realimentación es suministrada en pulsos discretos con la misma forma, de tal manera que cada pulso es proporcional a un cambio fijo de velocidad. Un contador ascendente/descendente sigue la cuenta de los pulsos entre muestras de la salida digitalizada del acelerómetro.

*Acelerómetros de integración.* El acelerómetro electromagnético de pulsos realimentados es un acelerómetro de integración, en el que cada pulso de salida se corresponde con un incremento constante de la velocidad. El acelerómetro “drag cup” mostrado en la figura 4.10 es otro tipo de acelerómetro de integración. Usa los mismos principios físicos que el velocímetro *drag cup* usado durante medio siglo en automóviles, consistente en una barra rotatoria magnética y una cubierta conductora (el *drag cup*) montado en un eje común de rotación pero acoplado únicamente por medio del remolino de corriente inducida en el *drag cup* por la rotación relativa del magnetismo. El par del *drag cup* es proporcional a la velocidad de rotación relativa del magnetismo. El acelerómetro *drag cup* tiene una masa desequilibrada a propósito en el *drag cup*, de forma que esas aceleraciones del *drag cup* ortogonales a la masa desequilibrada inducirá un par en el *drag cup* proporcional a la aceleración.

*Acelerómetros de tensión.* El diseño del acelerómetro de viga voladiza (*cantilever beam*),

---

eje de giro. El giro suave, homogéneo y lento es la precesión, la vibración arrítmica es la nutación.

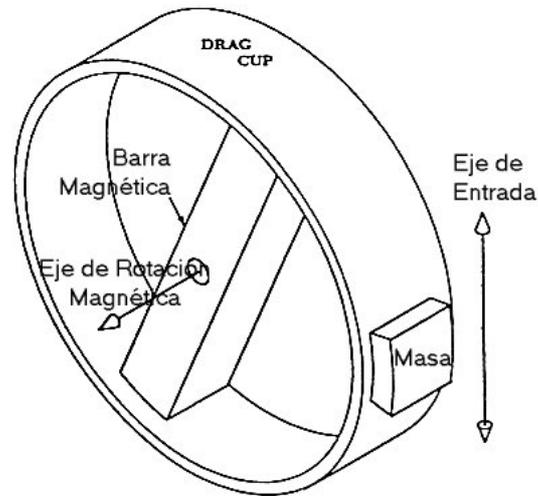
Figura 4.10: Acelerómetro *drag cup*.

Figura 4.11: Acelerómetro de cables vibratorios de ejes sencillos.

mostrado en la figura 4.9b siente en la raíz de la viga la tensión resultante de la carga de aceleración sobre la masa prueba. La tensión superficial próxima a la raíz de la viga será proporcional a la aceleración aplicada. Este tipo de acelerómetro puede ser fabricado relativamente barato usando tecnologías MEMs, con un modelo de piezoresistor por implantación iónica para medir la tensión superficial.

*Acelerómetros de cables vibratorios.* Las frecuencias resonantes de los cables vibratorios (o cuerdas) dependen de la longitud, la densidad, una constante de elasticidad del cable y del cuadrado de la tensión en el cable. Los movimientos de los cables deben ser sentidos (e.g. mediante un condensador) y obligados (e.g. electrostáticamente o electromagnéticamente) a permanecer en resonancia. Los cables pueden ser usados como sensores de fuerza, como se muestra en la figura 4.11. La configuración mostrada es la de un acelerómetro de eje simple, pero el mismo concepto se puede hacer extensible a un acelerómetro de tres ejes añadiendo pares de cables opuestos en tres direcciones

## Capítulo 4. Navegación inercial

---

ortogonales. En la configuración *push-pull* mostrada, cualquier aceleración lateral de la masa prueba causará que la frecuencia de un cable aumente para decrementar la del otro. Si las tensiones iniciales en los cables se emplean para mantener la suma de su frecuencia constante, entonces la frecuencia diferencia será

$$\omega_{\text{left}} - \omega_{\text{right}} \propto \frac{ma}{\omega_{\text{left}} + \omega_{\text{right}}} \quad (4.26)$$

$$\propto a. \quad (4.27)$$

Tanto la frecuencia diferencia  $\omega_{\text{left}} - \omega_{\text{right}}$  como la frecuencia suma  $\omega_{\text{left}} + \omega_{\text{right}}$  (usada para el control de la tensión inicial) se pueden obtener mezclando y filtrando las dos señales de posición de los cables. Cada ciclo de la frecuencia diferencia se corresponde con una delta de velocidad constante, haciendo al sensor inherentemente digital.

### Modelos de error

*Modelos de error lineal y bias.* Muchos de los modelos de error usados para la calibración y compensación de acelerómetros tienen la misma forma funcional que los de los giróscopos, aunque los mecanismos causales puedan ser completamente diferentes. El error de orden cero (*bias*) y el de primer orden (factor de escala y desalineación del eje de entrada), en particular, son funcionalmente idénticos a los modelados en la ecuación 4.5. Para los acelerómetros este modelo tiene la forma

$$\begin{bmatrix} a_{i,\text{input}} \\ a_{j,\text{input}} \\ a_{k,\text{input}} \end{bmatrix} = \bar{\mathbf{M}}_{\text{acc}} \left\{ \begin{bmatrix} a_{i,\text{output}} \\ a_{j,\text{output}} \\ a_{k,\text{output}} \end{bmatrix} - \mathbf{a}_{\text{bias}} \right\}, \quad (4.28)$$

donde  $\mathbf{a}_{\text{bias}}$  es la compensación bias (un vector de offset) y  $\bar{\mathbf{M}}_{\text{acc}}$  (una matriz de  $3 \times 3$ ) es la compensación combinada del factor de escala y de la desalineación. Sólo en el caso de los giróscopos los elementos de la diagonal de  $\bar{\mathbf{M}}_{\text{acc}}$  compensan los tres errores de factor de escala, y los elementos de fuera de la diagonal compensan por las seis desalineaciones de los ejes de entrada.

*Modelos de orden superior.* Las no linealidades de los acelerómetros se modelan de la misma forma que en el caso de los giróscopos: como series de expansión de MacLaurin. Los dos primeros términos de la serie modelan el offset y el factor de escala, que ya hemos considerado. El término de siguiente orden es llamado error de sensibilidad de “*g-cuadrado*”, frecuente en los acelerómetros inerciales.

$$a_{\text{input}} = \underbrace{C_0}_{\text{bias}} + \underbrace{C_1 a_{\text{output}}}_{\text{scalefactor}} + \underbrace{C_2 a_{\text{output}}^2}_{\text{g-squared}} + \dots \quad (4.29)$$

Algunos acelerómetros presentan además errores de salida de segundo orden llamados errores de ejes cruzados acoplados, que son proporcionales al producto de la componente de la aceleración de entrada y una componente de la aceleración ortogonal al eje de entrada:

$$\delta a_{i,\text{cross-axis}} \propto a_i a_j, \quad (4.30)$$

donde  $a_i$  es la aceleración a lo largo del eje de entrada y  $a_j$  es la componente ortogonal al eje de entrada.

*Modelos de inestabilidad.* Los acelerómetros presentan la misma clase de parámetros de inestabilidades que los observados en los giróscopos.

*Efectos de la aceleración centrífuga.* Estos efectos suelen ser bastante pequeños, pero no siempre despreciables (por ejemplo, en el caso de acelerómetros basados en tecnología MEM, su efecto es insignificante). No obstante, pueden ser compensados en caso de ser necesario.

## 4.6 Coordenadas de navegación

Cuando hablamos de navegación nos referimos a determinar dónde estamos en relación con el destino deseado. Los sistemas de coordenadas se usan para especificar ambas localizaciones. Entre otros tipos existirán sistemas de coordenadas usados para representar trayectorias de satélites, para representar actitudes de equipos vehículos relativos a coordenadas de nivel locales, etc.

### 1. Coordenadas inerciales:

- (a) *Earth-centered inertial*, ECI (coordenadas centradas en la Tierra), con origen en el centro de masas de la Tierra y ejes principales en las direcciones del “equinoccio vernal” y el eje de rotación de la Tierra (figura 4.12).
- (b) Coordenadas de satélites orbitales (figura 4.13).

### 2. Coordenadas fijas de la Tierra:

- (a) *Earth-centered earth-fixed*, ECEF (centradas en la Tierra y fijas en la Tierra), con origen en el centro de masas de la Tierra y ejes principales en las direcciones del primer meridiano en el ecuador, y el eje de rotación de la Tierra (figura 4.12).
- (b) Coordenadas geodésicas, basadas en el modelo elipsoidal para la forma de la Tierra. La longitud en coordenadas geodésicas es la misma que en coordenadas ECEF, y la latitud geodésica se define como el ángulo formado por el plano ecuatorial y la normal a la elipsoide referencia de la superficie. La latitud geodésica puede diferir de la geocéntrica en un arco de 12 minutos a lo sumo, equivalente a unos 20 Km. de distancia (figura 4.14).
- (c) *Local tangent plane* LTP (plano tangente local), también llamado “coordenadas de nivel local”, que representan la Tierra como si fuera localmente plana. Estas coordenadas son particularmente útiles desde el punto de vista de los factores humanos para representar la actitud de un equipo vehículo y para representar direcciones locales. Incluyen:
  - i. *east-north-up* ENU, (este-norte-arriba) (figura 4.15)

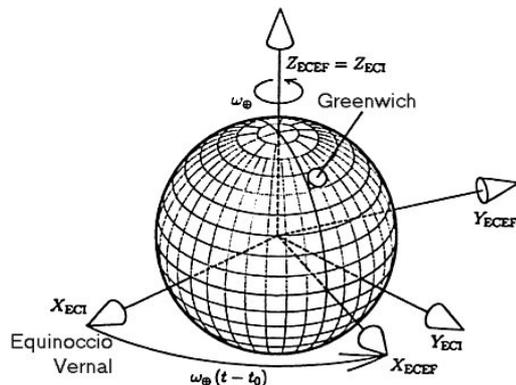


Figura 4.12: Coordenadas ECI y ECEF.

- ii. *north-east-down* NED (norte-este-abajo), que puede ser más sencilla para indicar las coordenadas de un vehículo.
  - iii. *alpha wander* (desviación alfa), rotado de las coordenadas ENU un ángulo alfa sobre la vertical local (figura 4.16).
3. Coordenadas fijas en el vehículo:
    - (a) *Roll-pitch-yaw* RPY (balanceo-cabeceo-guiñada) (figura 4.17).

Las transformaciones entre los diferentes sistemas de coordenadas son de gran importancia para representar las actitudes de los vehículos, para convertir las salidas de los sensores inerciales en coordenadas inerciales de navegación, y para los sistemas GPS/INS integrados.

## 4.7 Implementaciones de sistemas

Los siguientes ejemplos ilustran algunas de las propiedades claves de los sensores inerciales y de las implementaciones de los sistemas inerciales.

### 4.7.1 Navegación inercial en una dimensión

Si viviéramos en un mundo lineal, de una sola dimensión, no existirían rotaciones ni necesidad de giróscopos. En este caso, un sistema INS solamente necesitaría un acelerómetro y una computadora de navegación, y su implementación sería la que se presenta en la figura 4.18, en la que la variable  $x$  denota la posición en una dimensión.

Esta implementación para una dimensión tiene muchas características comunes con la implementación para tres dimensiones.

- Los acelerómetros no pueden medir la aceleración gravitacional. Un acelerómetro efectivamente, mide la fuerza que actuando sobre la masa prueba la hace seguir a

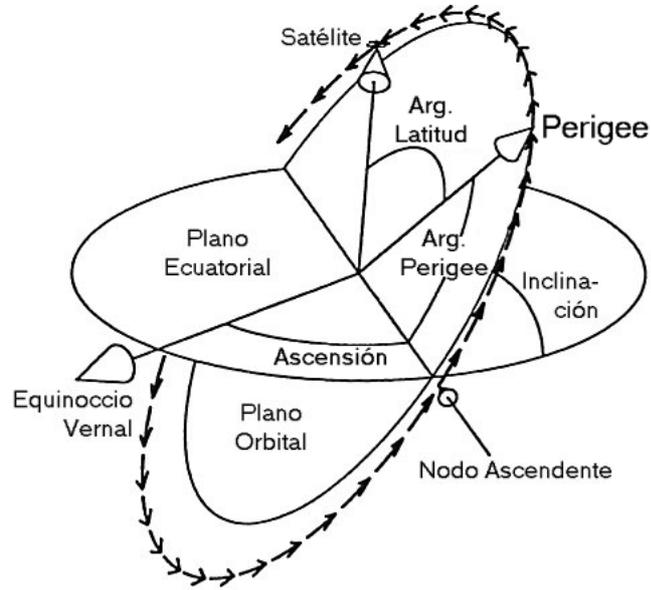


Figura 4.13: Coordenadas de satélites orbitales.

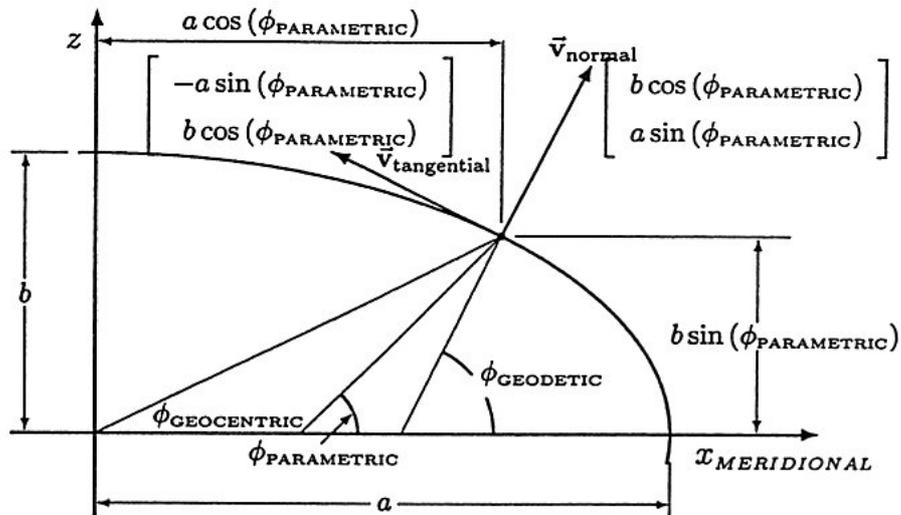


Figura 4.14: Latitudes geocéntricas, paramétricas y geodésicas en el plano meridional.

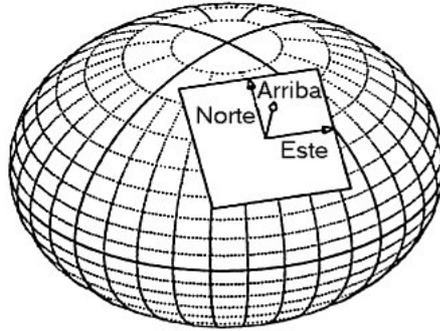


Figura 4.15: Coordenadas ENU.

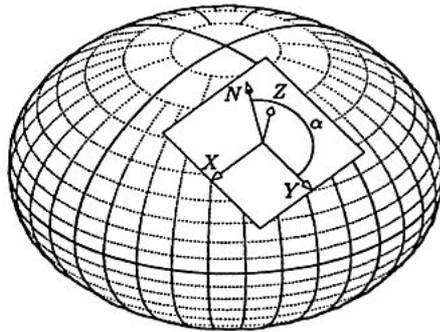


Figura 4.16: *alpha wander*.

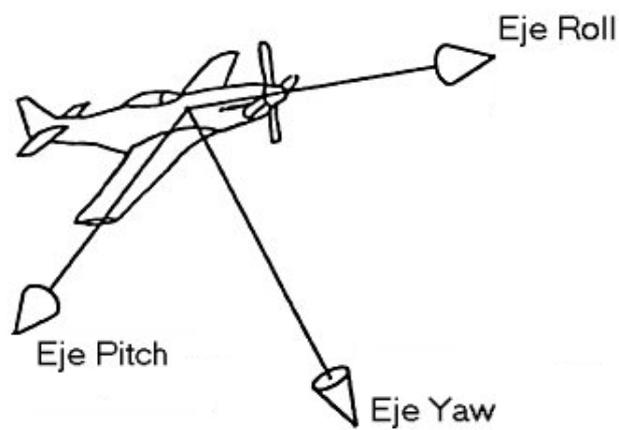


Figura 4.17: Ejes *roll-pitch-yaw*.

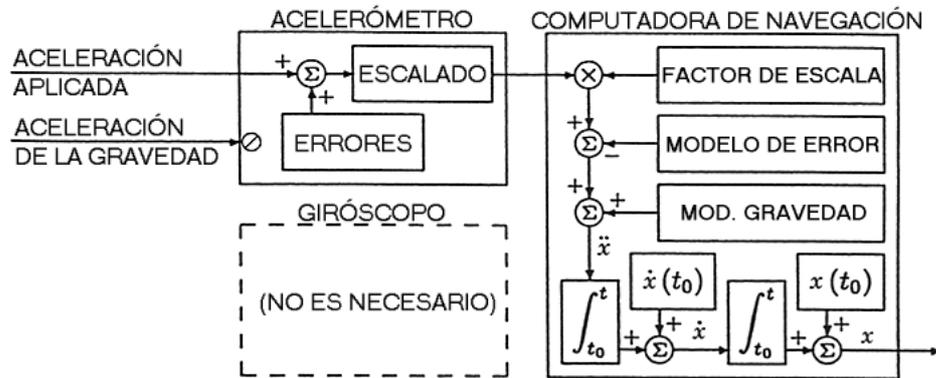


Figura 4.18: Implementación de un INS funcional para un mundo unidimensional.

la base. Dicha fuerza incluye únicamente aceleraciones no gravitacionales aplicadas mediante fuerzas físicas que actúen sobre el INS a través del equipo vehículo. Por ejemplo, los satélites, que están en caída libre, no experimentan aceleraciones sensibles.

- Los acelerómetros tienen factores de escala, que son la relación entre las unidades de la aceleración de entrada y las unidades de la magnitud de salida (e.g. metros por segundo cuadrado por voltio). La señal debe ser reescalada en la computadora de navegación mediante la multiplicación de este factor de escala.
- Los acelerómetros tienen errores de salida, incluyendo
  1. Offsets o *biases* constantes desconocidos
  2. Errores de factor de escala constantes desconocidos
  3. Desalineaciones del eje de entrada desconocidos
  4. Variaciones desconocidas en los errores de *bias* y de factor de escala
  5. Ruido aditivo de media cero en las salidas de los sensores, incluyendo ruido de cuantificación y ruido electrónico. El ruido por sí mismo no es predecible, pero sus propiedades estadísticas son usadas en el filtrado de Kalman para estimar la variación del factor de escala y de los offsets.
- Las aceleraciones gravitacionales deben ser modeladas y calculadas en la computadora de navegación, y después añadidas a la aceleración sentida (tras la compensación del error y del factor de escala) para obtener la aceleración neta  $\ddot{x}$  del sistema INS.
- La computadora de navegación debe integrar la aceleración para obtener la velocidad. Esta es una integral definida y requiere un valor inicial  $\dot{x}(t_0)$ . Esto es, la implementación INS en la computadora de navegación debe empezar por un valor de velocidad conocido.

- La computadora de navegación debe integrar también la velocidad  $\dot{x}$  para obtener la posición ( $x$ ). Esta es también una integral definida y requiere un valor inicial  $x(t_0)$ . La implementación INS en la computadora de navegación debe empezar por un valor de posición también conocido.

### 4.7.2 Navegación Inercial en Tres Dimensiones

La navegación inercial en tres dimensiones requiere más sensores y más procesamiento de señal que la de una dimensión, e introduce además más posibilidades de implementación. Los primeros sistemas INS exitosos usaban gimbals para aislar los sensores de las rotaciones del equipo vehículo.

*INS Gimbal.* Una plataforma estable, plataforma inercial, o tabla estable es una unidad mecánicamente rígida aislada de las rotaciones del equipo vehículo por medio de un conjunto de tres o preferiblemente cuatro gimbals, como se ilustra en la figura 4.19. Cada gimbal es un anillo con ejes pivote ortogonales por dentro y por fuera. Estos ejes se encuentran unos dentro de otros, siendo el de más adentro el que permanece unido mediante su pivote interior a la plataforma estable, y el de más afuera (cortado por la mitad en esta figura) el que se une al vehículo. Los pivotes de los gimbal incluyen sensores angulares y bobinas electromagnéticas capaces de generar pares para sentir y controlar los ángulos de giro de los pivotes.

Un conjunto sensor de tres giróscopos y tres acelerómetros está rígidamente montado en la plataforma estable, como se observa en la figura 4.19a. Giróscopos y acelerómetros se presentan mediante cilindros circulares y cuadrados, con sus ejes de entrada paralelos a los ejes del cilindro. Los giróscopos en la plataforma estable se usan para sentir cualquier rotación de la plataforma, y sus salidas se usan en servo-lazos de control con actuadores (generadores de par) para controlar los gimbals, de forma que la plataforma permanezca estable (i.e., que no rote).

Se requiere un cuarto gimbal para vehículos tales como misiles o aviones de gran actuación con libertad de rotación total sobre los tres ejes. De otra forma, las rotaciones del equipo vehículo pueden alinear dos de los tres ejes gimbal paralelos a otro, en una condición llamada gimbal *lock* (bloqueo). En esta situación con tan sólo tres gimbals, el gimbal restante que no está bloqueado puede aislar la plataforma únicamente de rotaciones sobre un segundo radio de rotación. Las rotaciones sobre el tercer eje del gimbal perdido inhabilitarán la plataforma a menos que un cuarto eje gimbal sea provisto para esta contingencia.

*Sistemas de esfera flotante (floated-ball systems).* La función de los gimbals es aislar la plataforma de las rotaciones del equipo vehículo. Los sistemas de esfera flotante realizan la misma función por flotación de la plataforma (ahora con forma de pelota) dentro de una esfera rellena de fluido empleando para ello líquidos que empujan la pelota para mantenerla estable. Así controlan su actitud y la mantienen centrada en la cavidad. Esta solución requiere que la densidad del fluido haga que la pelota sea neutralmente flotante. En los sistemas de esfera flotante se deben hacer algunas consideraciones previas para garantizar energía dentro de la bola y para obtener calor y las

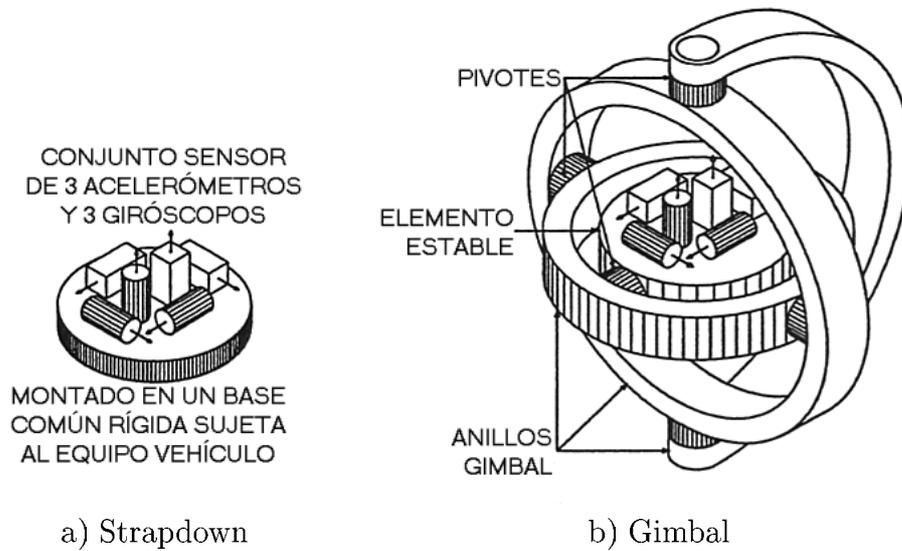


Figura 4.19: Unidades de medida inerciales.

señales de salida.

*Ventajas y desventajas de los sistemas gimbal.* Los sistemas gimbal son montajes electromecánicos complejos que resultan caros de fabricar. Como consecuencia, los sistemas gimbal suelen ser más caros que los *strapdown*. Sin embargo, el aislamiento de la plataforma inercial de las rotaciones del equipo vehículo se puede explotar para eliminar muchas fuentes de error en los sensores y permitir sistemas de gran precisión. Esto es especialmente importante para las aplicaciones en que no se puede usar GPS, como navegación submarina.

### 4.7.3 Sistemas INS *strapdown*

En los sistemas *strapdown*, los giróscopos y acelerómetros son fuertemente montados sobre una base común, como muestra la figura 4.19a. La base con los sensores ya no está inercialmente estabilizada como en el caso de los sistemas gimbal pero se puede unir a la estructura del vehículo con aisladores de choque diseñados para limitar la vibración rotacional entre la estructura del vehículo y la base de instrumentos. Los giróscopos en los sistemas *strapdown* no se usan para mantener los ejes de entrada del acelerómetro estables, sino para mantener una transformación coordinada de los ejes de entrada del acelerómetro respecto a las direcciones virtualmente estables, como coordenadas de navegación (figura 4.20). Las coordenadas de navegación pueden ser el mismo tipo de coordenadas planas de tangente local usadas en las plataformas inerciales. Los sensores inerciales de los sistemas *strapdown* experimentan velocidades de rotación mucho mayores que los correspondientes gimbal. Las rotaciones introducen mecanismos de error que convierten algunos tipos de sensores (e.g. acelerómetros giroscópicos) en inaceptables para la implementación *strapdown* y requieren rediseño o compensación de errores. La figura 4.20 muestra el flujo de señales (flechas) entre las cajas de compensación de error

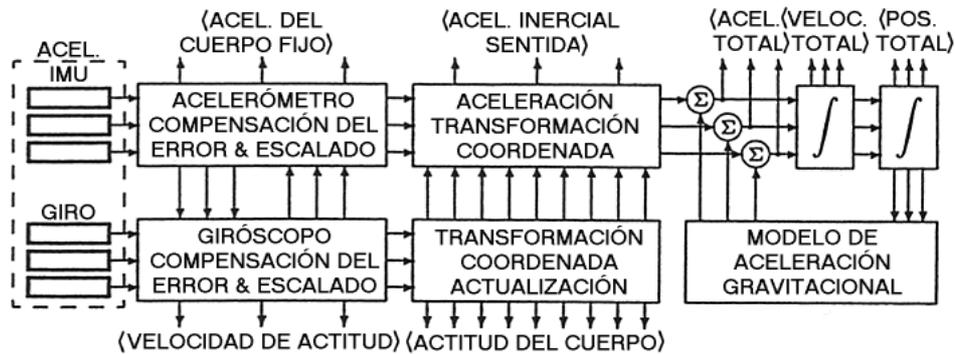


Figura 4.20: Salidas (entre paréntesis) de un sistema INS *strapdown*.

para giróscopos y para acelerómetros.

#### 4.7.4 Inicialización y alineación

##### Inicialización en la navegación

La inicialización en INS es el proceso de determinar valores iniciales para la posición del sistema, velocidad y actitud en coordenadas de navegación. La inicialización de la posición en INS, normalmente requiere de fuentes externas como GPS o entrada de datos manual por parte de los miembros de la tripulación. La inicialización de la velocidad se puede ejecutar cuando el vehículo está parado, en cuyo caso sería, obviamente, cero, o como referencia a la velocidad de un vehículo que transporte el sistema. La inicialización de la actitud en INS se llama alineación (*alignment*).

##### Alineación del sensor

La alineación INS es el proceso de alinear los ejes de la plataforma estable paralelos a las coordenadas de navegación (para sistemas gimbal) o de determinar los valores iniciales de la transformación coordenada entre las coordenadas del sensor y las coordenadas de navegación (para sistemas *strapdown*).

*Métodos de alineación:* A continuación, se explicarán cuatro métodos básicos:

1. Alineación óptica, usada de alguna de estas maneras:
  - (a) Referencia óptica de una línea respecto de una dirección base en el suelo. Algunos seguidores espaciales han usado este tipo de alineación óptica, que es mucho más rápida y más precisa que la alineación por girocompás. Debido a que requiere una plataforma estable donde montar el espejo, sólo es aplicable a los sistemas gimbal.
  - (b) Un rastreador de estrellas a bordo, usado al principio para la alineación tanto de sistemas gimbal como *strapdown*.

2. Alineación por girocompás de vehículos estacionarios. Usando la dirección sentida en el acelerómetro para determinar la vertical local y la dirección de rotación sentida para determinar el norte. La latitud se puede determinar como el ángulo entre el vector de rotación de la tierra y la horizontal, pero la longitud debe ser determinada por otros medios, manuales o electrónicos. Este método no es caro, pero es el más lento (típicamente unos minutos).
3. Alineación por recolocación (*transfer*) en un equipo local móvil, usando velocidades determinadas por un sistema INS alineado y operativo. Este método es típicamente varias veces más rápido que la alineación por girocompás pero requiere otro sistema INS en el equipo vehículo. Es muy usado para la alineación “en el aire” de misiles lanzados desde aviones.
4. Alineación por GPS asistente, usando la determinación de la posición mediante GPS para estimar las variables alineación. Es una parte de la implementación integrada GPS/INS. No requiere que el equipo vehículo permanezca estacionario durante la alineación, pero deberán transcurrir unos pocos minutos antes de que los errores de navegación del sistema alcancen niveles aceptables.

La alineación por girocompás es el único de estos métodos que no requiere asistencia externa. No será necesaria para sistemas integrados GPS/INS aunque muchos sistemas INS pueden ser configurados para ello.

*Precisión de la alineación por girocompás para INS.* Una regla que nos define la precisión de un girocompás *a grosso modo* es:

$$\sigma_{\text{gyrocompass}}^2 > \sigma_{\text{acc}}^2 + \frac{\sigma_{\text{gyro}}^2}{15^2 \cos^2(\phi_{\text{geodetic}})}, \quad (4.31)$$

en la que:

$\sigma_{\text{gyrocompass}}$  es el error RMS de alineación mínimo alcanzable en radianes.

$\sigma_{\text{acc}}$  es la precisión cuadrática media del acelerómetro medido en *g*'s,

$\sigma_{\text{gyro}}$  es la precisión cuadrática media del giróscopo en grados por hora,

15 *grados por hora* es la rotación de la tierra, y

$\phi_{\text{geodetic}}$  es la latitud a la cual se ejecuta la alineación.

La precisión de la alineación es además función del tiempo empleado en ella, y el tiempo requerido para alcanzar una precisión específica es generalmente función de las magnitudes de error del sensor (incluido el ruido) y el grado en el que el vehículo permanece estacionario.

*Alineación por girocompás en sistemas INS gimbal.* La alineación por girocompás para sistemas gimbal es un proceso para alinear los ejes de la plataforma inercial con las coordenadas de navegación usando únicamente las salidas del sensor mientras el equipo

## Capítulo 4. Navegación inercial

---

vehículo esté esencialmente estacionario. Para los sistemas que usan coordenadas de navegación ENU, por ejemplo, la plataforma puede ser inclinada hasta que dos entradas de sus acelerómetros sean cero, momento en el que ambos ejes de entrada estarán horizontales. En esta orientación localmente nivelada, la rotación sentida en el eje será en el plano norte-arriba, y la plataforma se puede girar sobre el eje vertical para anular la entrada de uno de sus giróscopos horizontales. En ese momento, el eje de entrada de ese giróscopo señalará la dirección este-oeste. Este es el concepto básico empleado en la alineación por girocompás, aunque la implementación práctica requiere filtrado para reducir los efectos del ruido del sensor y de las señales perturbadoras impredecibles de media cero.

*Alineación por girocompás en sistemas INS strapdown.* La alineación por girocompás para sistemas *strapdown* es un proceso de “alineación virtual” mediante la determinación de la actitud del conjunto de sensores con respecto a las coordenadas de navegación usando únicamente las salidas del sensor mientras el sistema está esencialmente estacionario.

Si el conjunto sensor pudiera estar firmemente fijado a la tierra y no hubiera errores en el sensor, entonces el vector de aceleración sentida  $\mathbf{a}_{\text{output}}$  en las coordenadas del sensor tendría la dirección de la vertical local, el vector de rotación sentida  $\omega_{\text{output}}$  tendría la dirección del eje de rotación de la tierra, y los vectores unitarios

$$\mathbf{1}_U = \frac{\mathbf{a}_{\text{output}}}{|\mathbf{a}_{\text{output}}|}, \quad (4.32)$$

$$\mathbf{1}_N = \frac{\omega_{\text{output}} - (\mathbf{1}_U^T \omega_{\text{output}}) \mathbf{1}_U}{|\omega_{\text{output}} - (\mathbf{1}_U^T \omega_{\text{output}}) \mathbf{1}_U|}, \quad (4.33)$$

$$\mathbf{1}_E = \mathbf{1}_N \otimes \mathbf{1}_U \quad (4.34)$$

definirían el valor inicial de la matriz de transformación de coordenadas para sensores de coordenadas fijas a coordenadas ENU.

$$\mathbf{C}_{\text{sensor} \rightarrow \text{ENU}} = [\mathbf{1}_E | \mathbf{1}_N | \mathbf{1}_U]^T. \quad (4.35)$$

En la práctica, el conjunto sensor está normalmente en un vehículo que no se mueve sobre la superficie de la tierra pero puede ser perturbado por golpes, vientos, etc. por lo que requiere algún tipo de filtrado que reduzca estos efectos. El período de filtrado del girocompás es típicamente del orden de varios minutos para un sistema INS de precisión media, pero puede alcanzar horas o días para sistemas de gran precisión.

### 4.7.5 Modelos de la Tierra

La navegación inercial y la navegación por satélite requieren modelos para la forma, gravedad, y rotación de la tierra.

#### Velocidad de rotación de la Tierra

Hasta el descubrimiento de los relojes atómicos en la mitad del siglo veinte, la rotación de la tierra era nuestro mejor reloj. Nos daba la unidad de tiempo de los días, horas,

minutos y segundos. Sin embargo, existen variaciones en esa velocidad de rotación debidas a los cambios en la dirección de los equinoccios, a la redistribución de las aguas durante las glaciaciones, a flujos internos en la hidrosfera y litosfera, condiciones climatológicas, etc. No obstante para la duración de una misión de navegación, del orden de unas horas, todas estas variaciones pueden ser ignoradas.

### Modelos de gravedad GPS

El modelado preciso de la gravedad es importante para mantener la efemérides de los satélites GPS. Los modelos desarrollados para los GPS han sido de gran ayuda para la navegación inercial. Sin embargo, la resolución espacial de los campos gravitatorios de la tierra requerida para la operación con GPS pueden ser algo gruesa comparada con la necesaria en navegación inercial, ya que los satélites GPS no están cerca de la superficie de la tierra y las anomalías en la concentración de masas, que conllevan anomalías en la gravedad de la superficie no les afectan tanto. Las órbitas GPS tienen muy poca sensibilidad ante las ondulaciones del campo gravitatorio terrestre, del orden de 100 Km. o menos, pero estas sí pueden ser importantes para sistemas inerciales de alta precisión.

### Modelos de gravedad INS

Ya que un sistema INS opera en un mundo con aceleración gravitacional y debido a que es incapaz de sentirlo y de ignorarlo, deberá usar un modelo razonablemente fiable de la gravedad. Los modelos de gravedad de la tierra incluyen aceleración centrífuga debida a la rotación de la tierra y aceleraciones gravitacionales ciertas debidas a la distribución de la masa de la tierra, pero generalmente no incluyen los efectos oscilatorios, como las mareas.

## 4.7.6 Implementaciones de los sistemas gimbal

### Características de los sistemas gimbal

El primer objetivo del diseño de un sistema gimbal es aislar la plataforma inercial de las rotaciones del equipo vehículo. Otras características a las que se dirige el diseño incluyen:

1. Equilibrar la distribución de masas para evitar que la aceleración dependa de los pares del gimbal
2. El ruteado de las señales y la alimentación eléctrica entre la plataforma inercial y el equipo vehículo.
3. Control de la temperatura de la plataforma inercial.
4. Minimizar la deformación mecánica de los gimbals bajo cargas de aceleración.
5. Evitar las resonancias magnéticas de los gimbals que pueden causar vibraciones de la plataforma.

### Sensores y actuadores gimbal

Los giróscopos sobre el elemento estable de un sistema INS gimbal se usan para sentir cualquier perturbación angular inercial sobre éste, y los actuadores (elementos generadores de pares, *torquers*) en los pivotes de los gimbal se usan para aplicar correcciones de realimentación para anular las perturbaciones sentidas. Los lazos de realimentación entre los giróscopos y los actuadores de los gimbal no son constantes. Los ángulos apreciados en los pivotes gimbal serán necesarios para distribuir el par de realimentación entre los distintos gimbal. Además, estos ángulos se emplearán en determinar la actitud del equipo vehículo respecto a las coordenadas de la plataforma.

### Correcciones de la rotación coordenada

Las velocidades angulares de la plataforma para mantener localmente el nivel de alineación en coordenadas geodésicas locales son

$$\omega_E = -\frac{v_N}{r_M + h}, \quad (4.36)$$

$$\omega_N = \omega \otimes \cos(\phi_{\text{geodetic}}) + \frac{v_E}{r_T + h}, \quad (4.37)$$

$$\omega_{\text{up}} = \omega \otimes \sin(\phi_{\text{geodetic}}), \quad (4.38)$$

$$r_M = \frac{a(1 - e^2)}{[1 - e^2 \sin^2(\phi_{\text{geodetic}})]^{\frac{3}{2}}}, \quad (4.39)$$

$$r_T = \frac{a}{[1 - e^2 \sin^2(\phi_{\text{geodetic}})]^{\frac{3}{2}}}, \quad (4.40)$$

donde todas las velocidades de rotación se expresan en radianes por segundo y

$v_N$  = velocidad norte (m/s)

$v_E$  = velocidad este (m/s)

$\omega_{\otimes}$  = velocidad de rotación de la tierra

$\phi_{\text{geodetic}}$  = actual latitud geodésica

$r_T$  = radio transversal (este-oeste) de curvatura (m) del elipsoide de referencia de la superficie en la actual latitud.

$r_M$  = radio meridional (norte-sur) de curvatura (m) del elipsoide de referencia de la superficie en la actual latitud.

$h$  = actual altitud

$a$  = radio polar (semieje mayor del elipsoide de referencia)

$e$  = excentricidad del modelo de referencia elipsoidal =  $\sqrt{a^2 - b^2}/a$ , donde  $b$  es el radio polar.

### Corrección de Coriolis

Las coordenadas de la plataforma referenciadas a norte-este no son coordenadas inerciales, y el efecto Coriolis resultante se debe compensar mediante una corrección de la aceleración este,

$$\delta a_E \approx (72,92115 \times 10^{-6} v_N \sin(\phi_{\text{geodetic}})), \quad (4.41)$$

donde  $\phi_{\text{geodetic}}$  es la latitud geodésica y  $72,92115 \times 10^{-6}$  es la rotación de la tierra en radianes por segundo.

### 4.7.7 Implementaciones de sistemas strapdown

#### Integración de la aceleración

Las componentes de la aceleración medidas por los acelerómetros de un sistema *strap-down* están en coordenadas fijas al cuerpo. Estas necesitan ser transformadas en coordenadas de navegación para su integración en componentes de velocidad y de posición. Si  $\mathbf{C}_{\text{nav}}^{\text{body}}$  es la matriz de transformación de coordenadas de las coordenadas fijas en el cuerpo a las coordenadas de navegación, y  $\mathbf{a}_{\text{body}}$  es el vector de aceleraciones sentido (y con el error compensado) en las coordenadas fijas al cuerpo, resultará

$$\mathbf{a}_{\text{nav}} = \mathbf{C}_{\text{nav}}^{\text{body}} \mathbf{a}_{\text{body}} \quad (4.42)$$

es la aceleración del vehículo en coordenadas de navegación, lo que podría equivaler a las coordenadas de la plataforma es un sistema gimbal. El resto de la implementación del sistema de navegación es similar al de un sistema gimbal. Esto es, este vector de aceleración en coordenadas de navegación (junto con las aceleraciones gravitacionales) se ha de integrar dos veces para obtener las estimaciones de velocidad y posición también en coordenadas de navegación.

#### Transformaciones coordenadas

Hay muchas formas de representar e implementar las transformaciones entre las coordenadas. Las más útiles son las matrices de transformación, los vectores de rotación y los cuaternios.

## 4.8 Modelos de error a nivel de sistema

Puede que existan pocas diferencias entre las diferentes generaciones GPS, pero no existe una forma estándar de realizar un diseño INS, entre otras razones porque existen miles de sensores inerciales diferentes. Tampoco existirá, por tanto, una forma única y que englobe todas las claves de realizar un diseño de integración INS/GPS. Lo que más preocupa desde el punto de vista de la integración INS/GPS son los modelos matemáticos para las diferentes formas de error. En este apartado se presentan varios de estos modelos para las diferentes fuentes de error, que podrán ser útiles en la mayoría de los casos. Para las aplicaciones llevadas a cabo con sensores de características diferentes

## Capítulo 4. Navegación inercial

---

de los que se comentan, el uso de estos modelos de error en la integración INS/GPS servirá para ilustrar la metodología de integración general, de forma que se pueda aplicar la misma metodología de integración INS/GPS simplemente con otros modelos de error.

### 4.8.1 Fuentes de error

#### Errores de inicialización

Los navegadores inerciales únicamente pueden estimar la posición y velocidad, integrando las aceleraciones sentidas, a partir de estimaciones iniciales. Los sistemas que no llevan asistencia de un GPS requieren otras fuentes para realizar las estimaciones iniciales de posición y velocidad. Los errores de inicialización son los errores de estos valores iniciales.

#### Errores de alineación

La mayoría de las implementaciones de sistemas INS sin asistencia contemplan un período inicial para la alineación de los gimbals, o de las direcciones de actitud en el caso de los sistemas *strapdown*, respecto a los ejes de navegación. Los errores que quedarán tras esta fase son los errores de alineación. Estos incluyen los *tilts* (rotaciones en torno a los ejes horizontales) y errores de referencia azimuth. Los errores *tilt* introducen errores en la aceleración debidos a fallos de cálculo de la aceleración de la gravedad, y estos, propagados con oscilaciones Schuler (i.e. errores de posición y velocidad de media cero con un período de unos 84 minutos) más un error de posición de media no nula aproximadamente igual a tantas veces el radio desde el centro de la tierra como indica el error *tilt* en radianes. Los errores azimuth principalmente rotan la trayectoria del sistema alrededor del punto de inicio, pero también representan efectos secundarios debidos a las aceleraciones de Coriolis y la excitación de las oscilaciones Schuler.

#### Compensación de los errores del sensor

La calibración del sensor es un procedimiento de estimación de los parámetros usados en los modelos de compensación de los errores del sensor. Es muy común que estos parámetros cambien con el tiempo o cada vez que se enciende el sistema. Un diseño de los sensores que proporcionara parámetros suficientemente constantes encarecería su precio relativamente. Los costes resultantes de unos requerimientos severos que proporcionarían estabilidad a los parámetros se pueden reducir significativamente para aquellos sensores que se emplearán en aplicaciones integradas INS/GPS, ya que la integración INS/GPS basada en los filtros de Kalman puede usar las diferencias entre la posición INS y la posición GPS para aplicar correcciones en los parámetros de calibración. Estos parámetros de compensación del sensor no constantes no son realmente parámetros (i.e. constantes) sino más bien “variables lentas”, que cambian relativamente despacio en comparación con otras variables dinámicas. Variables lentas en el modelo del sistema integrado podrían ser los offsets del reloj del satélite para la disponibilidad selectiva SA. La implementación de filtros de integración de sistemas GPS/INS

requiere modelos que describan en qué medida las variaciones en los parámetros de compensación afectan a los errores de navegación.

### Errores en el modelo gravitacional

La influencia de los errores no conocidos en el modelado de la gravedad para vehículos dinámicos normalmente se modela como un proceso de aceleración media cero y exponencialmente correlacionado,

$$\delta \mathbf{a}_k = e^{-\Delta t / \tau_{\text{correlation}}} \delta \mathbf{a}_{k-1} + \mathbf{w}_k, \quad (4.43)$$

donde  $\Delta t$  es el período del filtro, el tiempo de correlación

$$\tau_{\text{correlation}} \approx \frac{D_{\text{correlation}}}{|\mathbf{v}_{\text{horizontal}}|}, \quad (4.44)$$

$\mathbf{v}_{\text{horizontal}}$  es la velocidad horizontal,  $D_{\text{correlation}}$  es la distancia de correlación horizontal de las anomalías de la gravedad (normalmente del orden de 104–105 m.),  $\mathbf{w}_k$  es un proceso de ruido blanco de media cero con matriz de covarianza

$$\mathbf{Q}_{\text{gravitymodel}} \stackrel{\text{def}}{=} E\langle \mathbf{w}_k \mathbf{w}_k^T \rangle \quad (4.45)$$

$$\approx a_{\text{RMS}}^2 (1 - e^{-2\Delta t / \tau}) \mathbf{I}, \quad (4.46)$$

donde  $a_{\text{RMS}}^2$  es la varianza del error de aceleración e  $\mathbf{I}$  es la matriz identidad. La distancia de correlación  $D_{\text{correlation}}$  y la perturbación RMS de la aceleración  $a_{\text{RMS}}$  dependerán del terreno local.

### 4.8.2 Propagación del error de navegación

La dinámica de la propagación del error de un sistema INS está muy influenciada por el hecho de que las aceleraciones gravitacionales están dirigidas hacia el centro de la tierra y decrecen en magnitud con la altitud y es algo menos influido por la rotación de la tierra.

#### Oscilación Schuler

Cualquier error horizontal de localización  $\varepsilon$  causará un fallo proporcional de cálculo de la componente horizontal de la aceleración de la gravedad modelada  $\hat{G}$ , como se ilustra en la figura 4.21, y el error de aceleración se produce en el sentido opuesto al error de localización. El efecto neto es una oscilación en el error de posición horizontal con un período  $\tau_{\text{Schuler}}$  dependiente de la distancia al centro de la tierra y de la aceleración debida a la gravedad en el radio. En la superficie de la tierra,

$$\Omega_{\text{Schuler}} \approx \sqrt{\frac{9,8 \text{ m/s}^2}{6,4 \times 10^6 \text{ m}}} \quad (4.47)$$

$$\approx 0,00124 \text{ rad/s}, \quad (4.48)$$

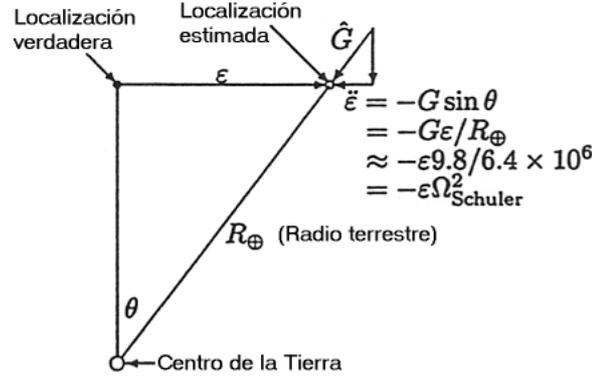


Figura 4.21: Oscilación Schuler del error de posición.

$$\tau_{\text{Schuler}} \approx 84,4 \text{ min.} \quad (4.49)$$

El período Schuler es por tanto el período orbital en esa altitud.

La oscilación Schuler tiende a hacer el error RMS de posición horizontal para los sistemas INS proporcional al error RMS de velocidad horizontal, con una constante de proporcionalidad,

$$\frac{\dot{\varepsilon}_{\text{RMS}}}{\varepsilon_{\text{RMS}}} \approx 0,00124 \text{ s}^{-1}, \quad (4.50)$$

la frecuencia Schuler. Por ejemplo, una oscilación Schuler con errores pico de localización del orden de 1 km. tendrán un error pico de velocidad del orden de 1 m/s.

### Inestabilidad del canal vertical

El gradiente vertical de la aceleración de la gravedad es  $G/R$ , donde  $G$  es la aceleración de la gravedad en el radio  $R$  donde se calcula el gradiente. En consecuencia, cualquier error positivo (incremento) en la altitud estimada provocará un cálculo decrementado de la aceleración de la gravedad, con el error de aceleración en la misma dirección y proporcional al error de altitud. El resultado es una ecuación de propagación del error de altitud muy inestable, por lo que el canal vertical requerirá algún tipo de medida auxiliar, como altitud barométrica, para estabilizarlo.

### Acoplamiento Coriolis

El efecto Coriolis acopla la velocidad norte en aceleración este, con una constante de proporcionalidad igual a  $\omega_{\oplus} \sin(\phi)$ , donde  $\omega_{\oplus}$  es la velocidad de rotación de la tierra ( $\approx 7,3 \times 10^{-5} \text{ rad/s}$ ) y  $\phi$  es la latitud. Esto es,

$$\ddot{\varepsilon}_E = -\Omega_{\text{Schuler}}^2 \varepsilon_E + \omega_{\oplus} \sin(\phi) \dot{\varepsilon}_N, \quad (4.51)$$

$$\ddot{\varepsilon}_N = -\Omega_{\text{Schuler}}^2 \varepsilon_N \quad (4.52)$$

donde  $\varepsilon_E$  es el error de posición este y  $\varepsilon_N$  es el error de posición norte.

### 4.8.3 Propagación del error del sensor

Los errores cometidos en la compensación de los errores en los sensores inerciales provocan errores en la navegación. A continuación, se presentan algunas fórmulas aproximativas de cómo afectan los errores en los parámetros de compensación a los errores de posición y velocidad.

#### Propagación del error de compensación del acelerómetro

La ecuación de compensación para los errores más comunes del acelerómetro (factores de escala, desalineaciones del eje de entrada y offsets) se puede escribir de la forma:

$$\mathbf{a}_{\text{compensated}} \approx \mathbf{a}_{\text{input}} \quad (4.53)$$

$$= \bar{\mathbf{M}}_a \{ \mathbf{a}_{\text{output}} - \mathbf{a}_{\text{bias}} \}, \quad (4.54)$$

donde los doce parámetros de compensación son los nueve elementos de la matriz  $\bar{\mathbf{M}}_a$  y los tres del vector de *bias*,  $\mathbf{a}_{\text{bias}}$ . Las sensitividades de primer orden de la aceleración compensada a las variaciones de estos parámetros se pueden calcular como las derivadas parciales.

$$\frac{\partial \mathbf{a}_{\text{compensated}}}{\partial \mathbf{a}_{\text{bias}}} = -\bar{\mathbf{M}}_a, \quad (4.55)$$

$$\frac{\partial a_{i,\text{compensated}}}{\partial m_{akj}} = \begin{cases} 0, & k \neq i, \\ a_{j,\text{output}} - a_{j,\text{bias}}, & k = i, \end{cases} \quad (4.56)$$

donde  $m_{akj}$  es el elemento de la  $k$ -ésima fila y la  $j$ -ésima columna de  $\bar{\mathbf{M}}_a$ . Si definimos

$$\mathbf{p}_{\text{acc.comp}} = \begin{bmatrix} a_{r1,bias} & a_{r2,bias} & a_{r3,bias} & m_{a11} & m_{a12} & m_{a13} \\ m_{a21} & m_{a22} & m_{a23} & m_{a31} & m_{a32} & m_{a33} \end{bmatrix}^T, \quad (4.57)$$

entonces la matriz asociada de derivadas parciales será

$$\frac{\partial \mathbf{a}_{\text{compensated}}}{\partial \mathbf{p}_{\text{acc.comp}}} = \begin{bmatrix} -m_{a11} & -m_{a21} & -m_{a31} \\ -m_{a12} & -m_{a22} & -m_{a32} \\ -m_{a13} & -m_{a23} & -m_{a33} \\ a_{1,\text{output}} - a_{1,\text{bias}} & 0 & 0 \\ a_{2,\text{output}} - a_{2,\text{bias}} & 0 & 0 \\ a_{3,\text{output}} - a_{3,\text{bias}} & 0 & 0 \\ 0 & a_{1,\text{output}} - a_{1,\text{bias}} & 0 \\ 0 & a_{2,\text{output}} - a_{2,\text{bias}} & 0 \\ 0 & a_{3,\text{output}} - a_{3,\text{bias}} & 0 \\ 0 & 0 & a_{1,\text{output}} - a_{1,\text{bias}} \\ 0 & 0 & a_{2,\text{output}} - a_{2,\text{bias}} \\ 0 & 0 & a_{3,\text{output}} - a_{3,\text{bias}} \end{bmatrix}^T. \quad (4.58)$$

## Capítulo 4. Navegación inercial

---

Los errores en la aceleración debidos a errores de compensación del acelerómetro en coordenadas del propio vehículo (*body coordinates*) y en coordenadas de navegación serán,

$$\delta \mathbf{a}_{\text{body}} \approx \frac{\partial \mathbf{a}_{\text{compensated}}}{\partial \mathbf{p}_{\text{acc.comp}}} \delta \mathbf{p}_{\text{acc.comp}}, \quad (4.59)$$

$$\delta \mathbf{a}_{\text{nav}} = \mathbf{C}_{\text{nav}}^{\text{body}} \delta \mathbf{p}_{\text{body}} \quad (4.60)$$

$$\delta \mathbf{a}_{\text{nav}} \approx \mathbf{C}_{\text{nav}}^{\text{body}} \frac{\partial \mathbf{a}_{\text{compensated}}}{\partial \mathbf{p}_{\text{acc.comp}}} \delta \mathbf{p}_{\text{acc.comp}}, \quad (4.61)$$

donde  $\delta \mathbf{p}_{\text{acc.comp}}$  es el vector de errores de los parámetros de compensación y  $\mathbf{C}_{\text{nav}}^{\text{body}}$  es la matriz de transformación de coordenadas propias del cuerpo a coordenadas de navegación.

Las sensibilidades de error de velocidad a cada parámetro de compensación serán las integrales temporales de las sensibilidades de aceleración, y las sensibilidades de error de posición a cada parámetro de compensación serán las integrales temporales de las sensibilidades de velocidad. Sin embargo, las aceleraciones deben ser transformadas en coordenadas de navegación antes de la integración:

$$\delta \mathbf{v}_{\text{nav}}(t) = \delta \mathbf{v}_{\text{nav}}(t_0) + \int_{t_0}^t \delta \mathbf{a}_{\text{nav}}(s) ds \quad (4.62)$$

$$= \delta \mathbf{v}_{\text{nav}}(t_0) + \int_{t_0}^t \mathbf{C}_{\text{nav}}^{\text{body}}(s) \delta \mathbf{a}_{\text{body}}(s) ds \quad (4.63)$$

$$\approx \delta \mathbf{v}_{\text{nav}}(t_0) + \int_{t_0}^t \mathbf{C}_{\text{nav}}^{\text{body}} \frac{\partial \mathbf{a}_{\text{comp}}}{\partial \mathbf{p}_{\text{acc.comp}}}(s) \delta \mathbf{a}_{\text{comp}} ds \quad (4.64)$$

$$\begin{aligned} \delta \mathbf{x}_{\text{nav}}(t) &\approx \delta \mathbf{x}_{\text{nav}}(t_0) + (t - t_0) \delta \mathbf{v}_{\text{nav}}(t_0) \\ &+ \iint_{t_0}^t \mathbf{C}_{\text{nav}}^{\text{body}} \frac{\partial \mathbf{a}_{\text{comp}}}{\partial \mathbf{p}_{\text{acc.comp}}}(s) \delta \mathbf{a}_{\text{comp}} ds, \end{aligned} \quad (4.65)$$

donde  $\mathbf{C}_{\text{nav}}^{\text{body}} \equiv \mathbf{I}$  para sistemas gimbal y  $\delta \mathbf{x}_{\text{nav}}$  es el error de posición en la navegación debido a los errores en los parámetros de compensación. La solución GPS no incluye  $\delta \mathbf{x}_{\text{nav}}$ , y esa es la diferencia entre las soluciones INS y GPS que se emplea para estimar los errores en los parámetros de compensación.

### Propagación del error de compensación del giróscopo

El principal efecto provocado por los errores de compensación del giróscopo sobre los errores de posición en la navegación inercial es el fallo en el cálculo de la aceleración de la gravedad debido a los errores de *tilt* resultantes, tal y como ilustra la figura 4.22, donde

$$\delta a_E \approx -g \delta \theta_N, \quad (4.66)$$

$$\delta a_N \approx g \delta \theta_E, \quad (4.67)$$

## 4.8. Modelos de error a nivel de sistema

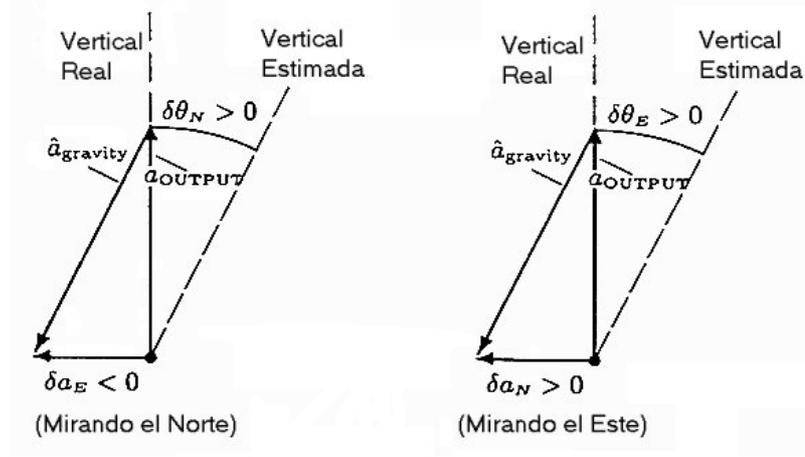


Figura 4.22: Errores en la aceleración debidos a los tilts.

para los ángulos de error *tilt*  $\delta\theta_E$ ,  $\delta\theta_N$  en radianes y  $g = 9,8 \text{ m/s}^2$ . Los errores de posición correspondientes serán la integral doble de los errores de aceleración,

$$\delta x_E(t) \approx \delta x_E(t_0) + (t - t_0)\delta v_E(t_0) + g \iint_{t_0}^t \delta\theta_N(s) ds \quad (4.68)$$

$$\delta x_N(t) \approx \delta x_N(t_0) + (t - t_0)\delta v_N(t_0) - g \iint_{t_0}^t \delta\theta_E(s) ds \quad (4.69)$$

La sensibilidad al error rotacional sobre la vertical local normalmente es menor, con

$$\delta x_E(t) \approx \delta x_E(t_0) - \delta\theta_U \Delta x_N, \quad (4.70)$$

$$\delta x_N(t) \approx \delta x_N(t_0) - \delta\theta_U \Delta x_E, \quad (4.71)$$

donde  $\delta x_E$  y  $\delta x_N$  son las componentes del error de navegación debido a  $\delta\theta_U$  (i.e. medido en sentido horario) en radianes y  $\Delta x_E$  y  $\Delta x_N$  son los cambios netos en la posición entre  $t_0$  y  $t$  en las direcciones este y norte respectivamente. La ecuación de compensación para los errores más comunes en los giróscopos (factor de escala, desalineaciones de los ejes de entrada y *biases*) tiene la misma forma que en el caso del acelerómetro.

$$\omega_{\text{input}} = \bar{\mathbf{M}}_g \{ \omega_{\text{output}} - \omega_{\text{bias}} \}, \quad (4.72)$$

en la que los parámetros de compensación del giróscopo son los nueve elementos de la matriz  $\bar{\mathbf{M}}_g$  y los tres componentes del vector  $\omega_{\text{bias}}$ . Las sensibilidades de primer orden de la velocidad de rotación compensada a las variaciones de estos parámetros se pueden calcular como las derivadas parciales,

$$\frac{\partial \omega_{\text{input}}}{\partial \omega_{\text{bias}}} = -\bar{\mathbf{M}}_g, \quad (4.73)$$

$$\frac{\partial \omega_{i,\text{input}}}{\partial m_{gkj}} = \begin{cases} 0, & k \neq i, \\ \omega_{j,\text{input}} - \omega_{j,\text{bias}}, & k = i, \end{cases} \quad (4.74)$$

## Capítulo 4. Navegación inercial

donde  $m_{gkj}$  es el elemento del  $k$ -ésimo vector y la  $j$ -ésima columna de  $\bar{\mathbf{M}}_g$ . Sea

$$\mathbf{p}_{\text{gyro.comp}} = \begin{bmatrix} \omega_{1,\text{bias}} & \omega_{2,\text{bias}} & \omega_{3,\text{bias}} & m_{g11} & m_{g12} & m_{g13} \\ m_{g21} & m_{g22} & m_{g23} & m_{g31} & m_{g32} & m_{g33} \end{bmatrix}^T, \quad (4.75)$$

$$\frac{\partial \omega_{\text{comp}}}{\partial \mathbf{p}_{\text{gyro.comp}}} = \begin{bmatrix} -m_{g11} & -m_{g21} & -m_{g31} \\ -m_{g12} & -m_{g22} & -m_{g32} \\ -m_{g13} & -m_{g23} & -m_{g33} \\ \omega_{1,\text{output}} - \omega_{1,\text{bias}} & 0 & 0 \\ \omega_{2,\text{output}} - \omega_{2,\text{bias}} & 0 & 0 \\ \omega_{3,\text{output}} - \omega_{3,\text{bias}} & 0 & 0 \\ 0 & \omega_{1,\text{output}} - \omega_{1,\text{bias}} & 0 \\ 0 & \omega_{2,\text{output}} - \omega_{2,\text{bias}} & 0 \\ 0 & \omega_{3,\text{output}} - \omega_{3,\text{bias}} & 0 \\ 0 & 0 & \omega_{1,\text{output}} - \omega_{1,\text{bias}} \\ 0 & 0 & \omega_{2,\text{output}} - \omega_{2,\text{bias}} \\ 0 & 0 & \omega_{3,\text{output}} - \omega_{3,\text{bias}} \end{bmatrix}^T \quad (4.76)$$

y los errores *tilt*

$$\delta\theta_{\text{nav}}(t) = \delta\theta_{\text{nav}}(t_0) + \int_{t_0}^t \delta\omega_{\text{nav}}(s) ds \quad (4.77)$$

$$= \delta\theta_{\text{nav}}(t_0) + \int_{t_0}^t \mathbf{C}_{\text{nav}}^{\text{body}}(s) \delta\omega_{\text{body}}(s) ds \quad (4.78)$$

$$\approx \delta\theta_{\text{nav}}(t_0) + \int_{t_0}^t \mathbf{C}_{\text{nav}}^{\text{body}}(s) \frac{\partial \omega_{\text{comp}}}{\partial \mathbf{p}_{\text{gyro.comp}}}(s) \delta \mathbf{p}_{\text{gyro.comp}} ds. \quad (4.79)$$

Los componentes *tilt* norte y este se pueden sustituir en las ecuaciones 4.69 y 4.68 para obtener la ecuación para el error de posición debido a los *tilts*.

## Capítulo 5

# Análisis de Arquitecturas y Algoritmos de Integración Multisensorial

En este capítulo presentaremos diferentes arquitecturas y algoritmos estudiados para la implementación de nuestro sistema de navegación integrado. En primer lugar, repasaremos de forma breve las ventajas de los sistemas integrados GPS/INS. A continuación, comentaremos las principales líneas existentes en cuanto a arquitecturas de integración, destacando sus diferencias, ventajas e inconvenientes mediante un caso práctico como el que nos ocupa, un vehículo terrestre, en el que las medidas se fusionan empleando un filtro de Kalman. Por último, en el apartado dedicado a algoritmos de fusión de datos presentaremos una recopilación de filtros de fusión y asociación de datos útiles para el problema de navegación que nos ocupa.

### 5.1 Ventajas de los sistemas de integración GPS/INS

La integración con el GPS no sólo ha mejorado el desarrollo de la navegación inercial, sino que además ha hecho que cueste menos. Errores en los sensores que eran inaceptables obtenidos en sistemas INS puros, disminuyen y se vuelven aceptables si la misma operación la lleva a cabo un sistema integrado, eliminando los costes de fabricación y calibración para borrar esos errores. Además, el bajo costo de los nuevos métodos de fabricación usando tecnologías de sistemas micro-electro-mecánicos se podría aplicar para encontrar un sensor con requerimientos menos severos para operaciones integradas. La navegación integral también beneficia a los sistemas GPS, resolviendo el problema de los períodos sin señal GPS. Los sistemas integrados INS/GPS se pueden aplicar a situaciones que ninguno de los dos sistemas podrían resolver de forma independiente.

### 5.2 Arquitecturas de integración GPS/INS

Es muy probable que la arquitectura GPS cambie con la adición de más canales y señales de asistencia. Además, existe ya una amplia variedad de arquitecturas de sistemas

## Capítulo 5. Análisis de Arquitecturas y Algoritmos de Integración Multisensorial

---

INS. Pues incluso aunque existiera sólo un GPS y un INS cabrían muchas formas de integrar los dos sistemas. Por estas razones, no hay una forma única y perfectamente definida de aplicar la arquitectura de un filtro de fusión a la integración GPS/INS. Como alternativa, se presentan aquí algunos ejemplos de arquitecturas de integración, dependiendo del tipo de INS y del nivel de acoplamiento requerido entre el GPS, el INS y el filtro de fusión. Estos ejemplos recorren, desde el ejemplo más sencillo “débilmente acoplado” o la arquitectura “asistente” hasta las arquitecturas de integración más complejas “fuertemente acopladas”. El término “fuertemente acopladas” (*tightly coupled*) se aplica normalmente a sistemas que usan un único filtro de fusión sensorial para integrar todos los datos del sensor, mientras que “débilmente acopladas” (*loosely coupled*) se refiere a sistemas que pueden contener más de un filtro, pero hay muchos niveles de acoplamiento entre los extremos.

### 5.2.1 Integración débilmente acoplada GPS/INS

En la figura 5.1 podemos apreciar un esquema débilmente acoplado para GPS/INS con dos filtros de Kalman. El filtro de Kalman para el INS usa las salidas del filtro de Kalman para GPS para estimar errores de los sensores que el INS sería incapaz de estimar por sí mismo. Una implementación de este tipo se llama “GPS-asistida INS”, porque el filtro de Kalman para INS trata las salidas del filtro de Kalman GPS como salidas del sensor, y no incluye las variables de estado GPS (reloj *bias* y arrastre). Los modelos usados en el filtro de Kalman para estimar los parámetros INS serán los mismos o similares a los que se emplean en las implementaciones fuertemente acopladas. El ruido del sensor en la posición y la velocidad de datos del receptor GPS son modelados como procesos aleatorios exponencialmente correlacionados para dar cuenta del hecho de que sus varianzas estarán delimitadas. Las constantes de tiempo para estos procesos exponencialmente correlacionados será normalmente del orden de  $10^2$  segundos. Entre las ventajas de este tipo de implementación podemos citar el hecho de que el receptor GPS puede tratarse como un subsistema separado que no requiera alteración alguna para el nivel de integración del sistema. Es una forma relativamente sencilla de fabricar un IMU más económico, o de un precio más elevado según interese.

### Integración GPS/vehículos terrestres

Con el objetivo de facilitar la comprensión entre los diferentes tipos de integración de sistemas multisensorial nos centraremos en la explicación de un caso práctico. Este ejemplo debería ser considerado como de integración débilmente acoplada ya que las tareas del receptor GPS no son alteradas, y no existe realimentación desde el filtro de Kalman al receptor. La figura 5.2 muestra una arquitectura para integrar un GPS con un sensor de velocidad de rueda (odometría) y un compás magnético para mejorar la precisión de los sistemas de navegación para vehículos. El esquema muestra un GPS diferencial y un mapeador (*map matching*) como partes del sistema, aunque estos tienen poca importancia en el diseño del filtro de Kalman aparte de reducir algunos parámetros de covarianza.

## 5.2. Arquitecturas de integración GPS/INS

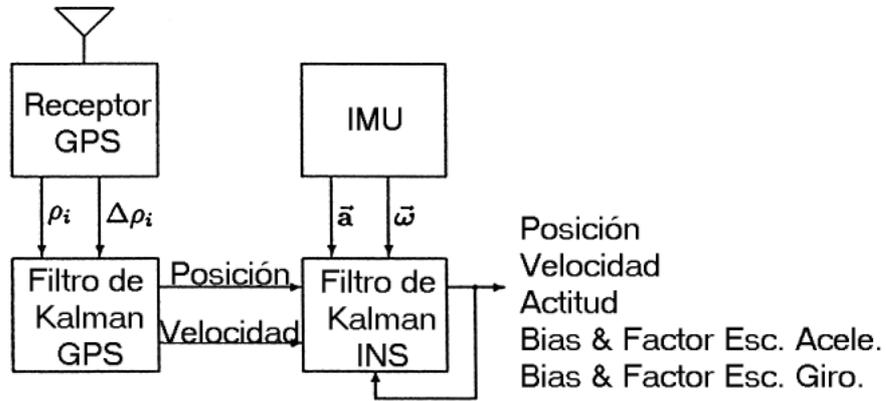


Figura 5.1: GPS-Asistida por INS Strapdown.

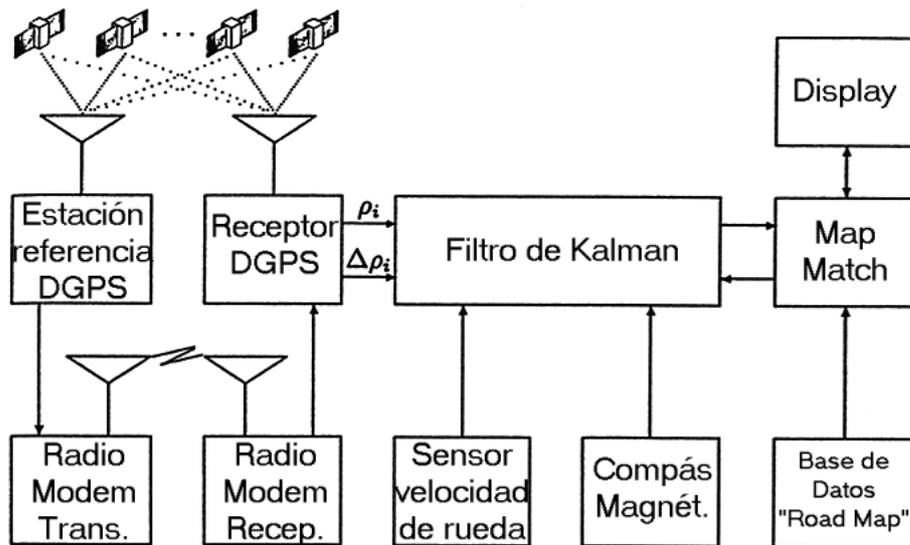


Figura 5.2: Arquitectura de integración GPS/automóvil.

## Capítulo 5. Análisis de Arquitecturas y Algoritmos de Integración Multisensorial

---

### VECTOR DE ESTADO

Los sensores de velocidad de rueda suelen tener factores de escala que varían lentamente en el tiempo (debido a las variaciones lentas de la presión de la llanta y la temperatura), y los compases magnéticos presentan normalmente offsets que varían con el tiempo (debido a anomalías magnéticas locales). Estos dos parámetros (factor de escala de velocidad de rueda y el *bias* del compás) se pueden y se deben añadir al vector de estado del sistema. De esta forma, un vector de estado del sistema adecuado para esta aplicación podría incluir las 10 siguientes variables de estado.

- Tres componentes de posición (e.g. este, norte, y altitud respecto a un mapa de referencia);
- Tres componentes de velocidad, cada una modelada como un *random walk* (paseo aleatorio), con mayor velocidad de variación en las componentes horizontales;
- *Bias* (offset) y *drift* (arrastre) del reloj del receptor;
- Factor de escala de la velocidad de rueda (modelado como un *random walk* lento);
- *Bias* del compás magnético (modelado como otro *random walk* lento).

La matriz de transición de estado de  $10 \times 10$  para este modelo tendría la forma

$$\Phi = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_3 & \Delta t \mathbf{I}_3 & 0 & 0 & 0 & 0 & \text{(posición)} \\ 0 & \mathbf{I}_3 & 0 & 0 & 0 & 0 & \text{(velocidad)} \\ 0 & 0 & 0 & 1 & \Delta t & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5.1)$$

con covarianzas de procesos de ruido no nulas para todas las variables excepto para las de posición.

### VECTOR DE MEDIDAS

Las entradas al filtro de Kalman son:

- Del receptor GPS
  - (a) pseudodistancias  $\rho_i$  para cada satélite que sea seguido por el receptor y
  - (b) las componentes Doppler integradas  $\Delta\rho_i$  para cada satélite
- Del sensor de velocidad de rueda: velocidad del vehículo indicada.
- Del compás magnético: ángulo magnético.

## 5.2. Arquitecturas de integración GPS/INS

La matriz de sensibilidad de las medidas para las entradas del receptor GPS será la misma que se usa en la implementación del filtro de Kalman del receptor GPS. Si se mide el ángulo del vehículo mediante el compás magnético en sentido horario, desde el norte, la función no lineal es

$$\begin{bmatrix} v_E \\ v_N \end{bmatrix} = \mathbf{h}(\alpha, \delta\alpha, s_{\text{wheel}}, \delta S_{\text{wheelspeed}}) + \mathbf{v} \quad (5.2)$$

$$= \begin{bmatrix} (1 + \delta S_{\text{wheelspeed}})s_{\text{wheel}} & \sin(\alpha - \delta\alpha) \\ (1 + \delta S_{\text{wheelspeed}})s_{\text{wheel}} & \cos(\alpha - \delta\alpha) \end{bmatrix} + \mathbf{v}, \quad (5.3)$$

donde:

$v_E$  = velocidad este

$v_N$  = velocidad norte

$\mathbf{v}$  = ruido del sensor

$\alpha$  = ángulo de salida del compás magnético

$\delta\alpha$  = *bias* de salida del compás magnético

$s_{\text{wheel}}$  = salida del sensor de velocidad de rueda

$\delta S_{\text{wheelspeed}}$  = offset del factor de escala del sensor de velocidad de rueda

La submatriz de sensibilidad de medidas para estas variables estará formada por las derivadas parciales de esta  $\mathbf{h}$  evaluada para los valores estimados de las variables de estado.

### MEJORAS POTENCIALES

El esquema muestra que no existe realimentación desde el filtro de Kalman al receptor GPS, pero dicha realimentación se podría emplear para afinar

- Readquisición de señales perdidas momentáneamente por obstrucciones de edificios y otras estructuras
- Lazos de seguimiento del receptor empleando cambios de velocidad.

### 5.2.2 Integración fuertemente acoplada GPS/INS

El vector de estados común en esta implementación incluye las variables de estado del receptor (reloj *bias* y arrastre), las variables de estado del satélite GPS (retardo de propagación y errores temporales de disponibilidad selectiva, SA), la solución INS (posición, velocidad, aceleración, actitud, y velocidad de actitud), y los parámetros de compensación del sensor INS. La implementación del filtro de Kalman resultante

## Capítulo 5. Análisis de Arquitecturas y Algoritmos de Integración Multisensorial

---

es doblemente no lineal, ya que existen no linealidades dinámicas y no linealidades en las medidas. La fuente primera de no linealidades es el modelo de actitud, que es inherentemente no lineal. Para la implementación de un filtro de Kalman, se tendría que usar el filtro de Kalman extendido. Para realizar el análisis de covarianza se debe usar como mínimo, un conjunto de trayectorias del sistema simuladas o nominales para el análisis de la actuación. Este tipo de modelo se puede usar como una primera estimación de la actuación esperada del sistema y para valorar en qué medida depende de detalles de diseño y aplicación tales como

1. operar con o sin la influencia de disponibilidad selectiva (SA)
2. operar en latitudes más elevadas donde la cobertura de los satélites es menor
3. usar un filtro Schmidt-Kalman en lugar de un filtro Kalman convencional
4. especificaciones de actuación de los sensores inerciales
5. características del receptor
6. trayectorias y dinámicas del vehículo
7. pérdidas momentáneas de la señal GPS debidas a las características del entorno (e.g. árboles, edificios, montañas) o al tráfico.

### Vector de estado del sistema combinado

El vector de estado del sistema posee 65 variables de estado o más. Se incluyen:

#### *Quince variables dinámicas del vehículo*

$\theta, \phi_{\text{geodetic}}, h$  –la longitud, la latitud geodésica, y la altitud ortométrica del vehículo.

$v_E, v_N, v_U$  –las componentes este, norte y vertical de la velocidad del vehículo, en m/s.

$a_E, a_N, a_U$  –las componentes este, norte y vertical de la aceleración del vehículo, en  $m/s^2$ . Es necesario incluir la aceleración en el vector de estado debido a que los acelerómetros miden la componente no gravitacional.

$\rho_E, \rho_N, \rho_U$  –las componentes este, norte y vertical del vector de rotación del vehículo, rotando coordenadas locales de nivel ENU en coordenadas RPY fijas del vehículo.

$\dot{\rho}_E, \dot{\rho}_N, \dot{\rho}_U$  –las derivadas temporales de las componentes este, norte y vertical del vector de rotación del vehículo, rotando coordenadas locales de nivel ENU en coordenadas RPY fijas del vehículo.

#### *Doce parámetros del acelerómetro*

$b_{a_R}, b_{a_P}, b_{a_Y}$  –las componentes de los ejes *roll*, *pitch*, y *yaw* del *bias* del acelerómetro.

$\mathbf{M}_a$  –los nueve elementos de la matriz de  $3 \times 3$  de factor de escala y desalineaciones del acelerómetro.

## 5.2. Arquitecturas de integración GPS/INS

---

*Doce parámetros del giróscopo*

$b_{a_R}, b_{a_P}, b_{a_Y}$  –las componentes de los ejes *roll*, *pitch*, y *yaw* del *bias* del giróscopo.

$\mathbf{M}_a$  –los nueve elementos de la matriz de  $3 \times 3$  de factor de escala y desalineaciones del giróscopo.

*Dos parámetros de reloj del receptor*

$\Delta p_{\text{Clock}}$  –error de pseudodistancia de reloj normalizado

$\Delta v_{\text{Clock}}$  –error de velocidad de pseudodistancia de reloj normalizado

*Veinticuatro (o más) errores temporales del GPS*

$\Delta \rho_{SA_i}$  –error de pseudodistancia para el satélite GPS  $i$ -ésimo, en metros.

En la configuración mínima (24 satélites activos), 26 de las 65 variables de estado son del GPS y las restantes 39 del INS. La pseudodistancia y las unidades de velocidad para las variables de estado del sistema 24GPS se eligen para evitar factores de  $c \approx 3 \times 10^8$  m/s que podrían causar problemas de escalado en el procesamiento numérico de la matriz de covarianza  $\mathbf{P}$ .

*Modelado del error con variables de estado temporales.* Es posible, o incluso deseable, reducir el número de variables de estado a incluir en los satélites más frecuentemente usados por el receptor. Esta aproximación no se refiere a las pérdidas momentáneas (por unos pocos segundos o menos) de un satélite debidas a un bloqueo de señal o una interferencia, sino a la mayor pérdida de accesibilidad de un satélite (durante minutos u horas) cuando se encuentra detrás de la tierra. Cuando ocurre esto último, la variable de estado correspondiente al satélite para la pseudodistancia de offset puede ser eliminada del vector de estado, junto con el elemento correspondiente del vector de medidas y las correspondientes filas y columnas de  $\mathbf{P}$ ,  $\mathbf{Q}$ ,  $\mathbf{H}$  y  $\mathbf{R}$ . De forma similar, cuando un satélite se vuelve accesible, su pseudodistancia de offset puede ser añadida como una nueva variable de estado, con los correspondientes cambios en el vector de medidas. Esta aproximación cambia las dimensiones del vector de medidas  $\mathbf{z}$ , del vector de estado  $\hat{\mathbf{x}}$ , de la matriz de transición de estado  $\Phi$ , de la matriz de medidas de sensibilidad  $\mathbf{H}$ , de la matriz de covarianza de medidas de ruido  $\mathbf{R}$ , y de la covarianza de ruido dinámico  $\mathbf{Q}$ – todos ellos tendrán efectos en la programación del filtro de Kalman pero aquí no serán considerados. Hacer los valores correspondientes nulos tiene exactamente el mismo resultado, con un coste de programación muchísimo menor a costa, claro está, de mayores requerimientos de potencia y memoria en los equipos. La pérdida momentánea de un satélite se modela normalmente anulando los correspondientes vectores de la matriz de medidas de sensibilidades, incluso en implementaciones que usan variables de estado temporales para satélites que normalmente se encuentran rastreados por el receptor.

*Vectores de rotación como variables de actitud.* La matriz de transformación de coordenadas RPY a coordenadas ENU se representa en términos del vector de rotación

## Capítulo 5. Análisis de Arquitecturas y Algoritmos de Integración Multisensorial

---

equivalente

$$\rho_{\text{ENU}} \stackrel{\text{def}}{=} \begin{bmatrix} \rho_E \\ \rho_N \\ \rho_U \end{bmatrix} \quad (5.4)$$

en coordenadas ENU. Se usa el vector de rotación para representar la actitud debido a que la actitud es tridimensional y las representaciones para mayores dimensiones (cuaternios, matrices de transformación coordenadas) emplean información redundante que causaría indeterminaciones en el vector de estado y problemas de bloqueo en los ángulos de Euler. Esto complica las derivaciones del modelo un poco pero evita problemas de observabilidad en el análisis.

*Modelo de los parámetros del sensor.* Se realiza la calibración del conjunto de sensores de nivel para compensar los errores de *bias*, factor de escala y desalineaciones de los ejes de entrada para los grupos de sensores en los tres ejes (e.g. acelerómetros o giróscopos de velocidad), a menudo con un modelo de la forma

$$\mathbf{v}_{\text{output}} = \mathbf{b} + \mathbf{M}_{\text{cal}} \mathbf{v}_{\text{out}}, \quad (5.5)$$

donde  $\mathbf{b}$  es el vector de *bias* y  $\mathbf{M}$  la matriz de calibración de los factores de escala y las desalineaciones. Las 3 componentes del vector *bias*  $\mathbf{b}$  y los 9 elementos de la matriz de calibración  $\mathbf{M}_{\text{cal}}$  conforman los 15 parámetros de sensor para cada tipo de sensor, acelerómetro o giróscopo, haciendo un total de 30 parámetros de sensor en el vector de estado del sistema usado para el análisis. Para la compensación de los instrumentos es normalmente preferible tener el modelo de compensación de la forma

$$\mathbf{v}_{\text{input}} = \mathbf{M}_{\text{comp}}(\mathbf{v}_{\text{out}} - \mathbf{b}),$$

donde la matriz de compensación de desalineación y factor de escala es

$$\mathbf{M}_{\text{comp}} = \mathbf{M}_{\text{cal}}^{-1}.$$

Sin embargo, para el propósito de analizar la covarianza será más conveniente usar la forma de calibración mostrada en la ecuación 5.5.

### Modelo de medidas

Los más de 30 sensores equivalentes incluyen 3 acelerómetros, 3 giróscopos y 24 o más canales potenciales de receptor para GPS, cuyas salidas son pseudodistancias y velocidades Doppler de los satélites vistos en ese momento. El receptor de GPS sólo puede seguir los satélites vistos en ese momento (*in view*), y esto se modelará haciendo cero las sensibilidades de medida de los canales del receptor de GPS para los satélites que están ocultos por la tierra.

*Variables de medidas.* Los elementos del vector de medidas para este modelo serán

$a_R, a_P, a_Y$  –salidas del acelerómetro para los ejes *roll*-, *pitch*-, y *yaw*.

## 5.2. Arquitecturas de integración GPS/INS

$\omega_R, \omega_P, \omega_Y$  –salidas del gir6scopo para los ejes *roll*-, *pitch*-, y *yaw*.

$\rho_i$  –salida de la seudodistancia del receptor para el sat6elite GPS *i*-6esimo, si est6 disponible.

$\dot{\rho}_i$  –salida Doppler del receptor para el sat6elite GPS *i*-6esimo, si est6 disponible.

*Sensitividad de aceleraci6n.* Las sensitividades de las salidas de los aceler6metros de veh6culo fijo a las variables de estado vienen dadas por las siguientes ecuaciones.

$$\mathbf{a}_{\text{ENU}} = \mathbf{C}_{\text{RPY}}^{\text{ENU}}(\rho_{\text{ENU}})\mathbf{a}_{\text{RPY}}, \quad (5.6)$$

$$\mathbf{C}_{\text{RPY}}^{\text{ENU}} = [\mathbf{C}_{\text{ENU}}^{\text{RPY}}(\rho_{\text{ENU}})]^T \quad (5.7)$$

$$= \cos(|\rho_{\text{ENU}}|)\mathbf{I}_3 + \frac{1 - \cos(|\rho_{\text{ENU}}|)}{|\rho_{\text{ENU}}|^2} \rho_{\text{ENU}} \rho_{\text{ENU}}^T - \frac{\sin(|\rho_{\text{ENU}}|)}{|\rho_{\text{ENU}}|} \begin{bmatrix} 0 & -\rho_U & \rho_N \\ \rho_U & 0 & -\rho_E \\ -\rho_N & \rho_E & 0 \end{bmatrix} \quad (5.8)$$

$$\mathbf{a}_{\text{RPY}} = \mathbf{M}_a(\mathbf{a}_{\text{medida}} - \mathbf{b}_a), \quad (5.9)$$

por tanto, la dependencia del vector de salida del aceler6metro de las variables de estado se puede expresar como:

$$\begin{aligned} \mathbf{a}_{\text{medida}} &= \mathbf{b}_a + \mathbf{M}_a \mathbf{a}_{\text{RPY}} \\ &= \mathbf{b}_a + \mathbf{M}_a^{-1} \left( \cos(|\rho_{\text{ENU}}|)\mathbf{I}_3 + \frac{1 - \cos(|\rho_{\text{ENU}}|)}{|\rho_{\text{ENU}}|^2} \rho_{\text{ENU}} \rho_{\text{ENU}}^T - \frac{\sin(|\rho_{\text{ENU}}|)}{|\rho_{\text{ENU}}|} [\rho_{\text{ENU}} \otimes] \right) \mathbf{a}_{\text{ENU}} \end{aligned} \quad (5.10)$$

$$= \mathbf{h}_a(\rho_{\text{ENU}}, \mathbf{a}_{\text{ENU}}, \mathbf{b}_a, \mathbf{M}_a), \quad (5.11)$$

una funci6n lineal de las variables  $\mathbf{a}_{\text{ENU}}$ ,  $\mathbf{b}_a$  y  $\mathbf{M}_a$ , y no lineal en  $\rho_{\text{ENU}}$ .

*Sensitividad de seudodistancia GPS.* La salida de la seudodistancia del receptor GPS estar6 referenciada a la antena del receptor, mientras que la posici6n estimada por el sistema INS normalmente es un punto de referencia f6sico en el conjunto sensor. Es necesario tener en cuenta los offsets relativos de la antena en la implementaci6n del filtro de Kalman. Adem6s, para veh6culos de gran precisi6n que usan m6s de una antena GPS para mantener el seguimiento si alguna falla moment6neamente, es necesario introducir los offsets si la antena est6 funcionando.

*Sensitividad de velocidad de actitud.* Las entradas del gir6scopo se pueden relacionar con las componentes del vector de estado mediante la ecuaci6n:

$$\dot{\rho}_{\text{ENU}} = \frac{\partial \dot{\rho}}{\partial \omega_{\text{RPY}}} \omega_{\text{RPY}} + \frac{\partial \dot{\rho}}{\partial \omega_{\text{ENU}}} \omega_{\text{ENU}}, \quad (5.12)$$

## Capítulo 5. Análisis de Arquitecturas y Algoritmos de Integración Multisensorial

---

en la que  $\omega_{\text{RPY}}$  es el vector de entradas de los giróscopos y la velocidad de rotación inercial para las coordenadas ENU es

$$\omega_{\text{ENU}} = \begin{bmatrix} -\frac{v_N}{r_M+h} \\ \frac{v_E}{r_T+h} + \omega_{\oplus} \cos(\phi_{\text{geodetic}}) \\ \omega_{\oplus} \sin(\phi_{\text{geodetic}}) \end{bmatrix}, \quad (5.13)$$

donde

$\omega_{\oplus}$  = la velocidad de rotación de la tierra

$\phi_{\text{geodetic}}$  = la latitud geodésica

$v_E$  = la componente este de velocidad con respecto a la superficie de la tierra

$r_T$  = el radio transversal de curvatura de la elipsoide

$v_N$  = la componente norte de velocidad con respecto a la superficie de la tierra

$r_M$  = el radio meridional de curvatura de la elipsoide

$h$  = la altitud por encima (+) o por debajo (-) de la superficie referencia del elipsoide (aproximadamente el nivel del mar).

La derivada de  $\omega_{\text{ENU}}$  con respecto al tiempo, necesaria en la implementación se puede obtener derivando la expresión 5.12.

$$\dot{\omega}_{\text{ENU}} = \begin{bmatrix} -\frac{a_N}{r_M+h} + \frac{v_N(\dot{r}_M+v_U)}{(r_M+h)^2} \\ \frac{a_E}{r_T+h} - \frac{v_E(\dot{r}_T+v_U)}{(r_T+h)^2} - \frac{\omega_{\oplus} \sin(\phi_{\text{geodetic}})v_N}{r_M+h} \\ \frac{\omega_{\oplus} \cos(\phi_{\text{geodetic}})v_N}{r_m+h} \end{bmatrix}, \quad (5.14)$$

en la que

$a_E$  = la componente este de la aceleración con respecto a la superficie de la tierra

$a_N$  = la componente norte de la aceleración con respecto a la superficie de la tierra

$v_U$  = la componente vertical de la velocidad con respecto a la superficie de la tierra

$\dot{r}_M$  = la derivada temporal del radio meridional de curvatura (normalmente despreciable)

$\dot{r}_T$  = la derivada temporal del radio transversal de curvatura (normalmente despreciable)

La ecuación 5.12 se puede escribir como

$$\omega_{\text{RPY}} = \left( \frac{\partial \dot{\rho}}{\partial \omega_{\text{RPY}}} \right)^{-1} \left\{ \dot{\rho} - \frac{\partial \dot{\rho}}{\partial \omega_{\text{RPY}}} \begin{bmatrix} -\frac{v_N}{r_M+h} \\ \frac{v_E}{r_T+h} + \omega_{\oplus} \cos(\phi_{\text{geodetic}}) \\ \omega_{\oplus} \sin(\phi_{\text{geodetic}}) \end{bmatrix} \right\}, \quad (5.15)$$

siendo la matriz inversa

$$\begin{aligned} \left( \frac{\partial \dot{\rho}}{\partial \omega_{\text{RPY}}} \right)^{-1} &= \frac{\sin(|\rho_{\text{ENU}}|)}{|\rho_{\text{ENU}}|} \mathbf{I} - \left( \frac{|\rho_{\text{ENU}}|^2 - \sin(|\rho_{\text{ENU}}|)}{|\rho_{\text{ENU}}|^3} \right) \rho_{\text{ENU}} \rho_{\text{ENU}}^{\text{T}} \\ &- \frac{1 - \cos(|\rho_{\text{ENU}}|)}{|\rho_{\text{ENU}}|^2} [\rho_{\text{ENU}} \otimes] \end{aligned} \quad (5.16)$$

$$= \theta \mathbf{1}_{\rho} \mathbf{1}_{\rho}^{\text{T}} + \frac{\sin(\theta)}{\theta} [\mathbf{I} - \mathbf{1}_{\rho} \mathbf{1}_{\rho}^{\text{T}}] - \frac{1 - \cos(\theta)}{\theta} [\mathbf{1}_{\rho} \otimes] \quad (5.17)$$

$$\theta \stackrel{\text{def}}{=} |\rho_{\text{ENU}}| \quad (5.18)$$

$$\mathbf{1}_{\rho} \stackrel{\text{def}}{=} \frac{\rho_{\text{ENU}}}{|\rho_{\text{ENU}}|} \quad (5.19)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \dot{\rho} / \partial \omega_{\text{RPY}}}{\partial \dot{\rho} / \partial \omega_{\text{ENU}}} &= \cos(|\rho_{\text{ENU}}|) \mathbf{I} - \frac{1 - \cos(|\rho_{\text{ENU}}|)}{|\rho_{\text{ENU}}|^2} \rho_{\text{ENU}} \rho_{\text{ENU}}^{\text{T}} \\ &+ \frac{\sin(|\rho_{\text{ENU}}|)}{|\rho_{\text{ENU}}|} [\rho_{\text{ENU}} \otimes] \end{aligned} \quad (5.20)$$

$$= -\cos(\theta) \mathbf{I} - [1 - \cos(\theta)] \mathbf{1}_{\rho} \mathbf{1}_{\rho}^{\text{T}} + \sin(\theta) [\mathbf{1}_{\rho} \otimes]. \quad (5.21)$$

La dependencia no lineal de las salidas del gir6scopo respecto a las variables de estado se puede expresar de la forma

$$\omega_{\text{output}} = \mathbf{h}_{\omega}(\dot{\rho}, \rho, v_E, v_N, h, \phi_{\text{geodetic}}, \mathbf{M}_{\text{cal}}, \mathbf{b}_{\text{gyro}}) \quad (5.22)$$

$$= \mathbf{b}_{\text{gyro}} + \mathbf{M}_{\text{cal}} \{ \omega_{\text{RPY}} \} \quad (5.23)$$

$$\begin{aligned} &= \mathbf{b}_{\text{gyro}} + \mathbf{M}_{\text{cal}} \\ &\times \left\{ \left[ \frac{\sin(|\rho_{\text{ENU}}|)}{|\rho_{\text{ENU}}|^2} \mathbf{I} \left( \frac{|\rho_{\text{ENU}}|^2 - \sin(|\rho_{\text{ENU}}|)}{|\rho_{\text{ENU}}|^3} \right) \rho_{\text{ENU}} \rho_{\text{ENU}}^{\text{T}} \right. \right. \\ &- \frac{1 - \cos(|\rho_{\text{ENU}}|)}{|\rho_{\text{ENU}}|^2} [\rho_{\text{ENU}} \otimes] \dot{\rho} \\ &- \left. \left. \frac{-\cos(|\rho_{\text{ENU}}|)}{|\rho_{\text{ENU}}|^2} \rho_{\text{ENU}} \rho_{\text{ENU}}^{\text{T}} + \frac{\sin(|\rho_{\text{ENU}}|)}{|\rho_{\text{ENU}}|} [\rho_{\text{ENU}} \otimes] \right] \right. \\ &\times \left. \left[ \begin{array}{c} \frac{-v_N}{r_M + h} \\ \frac{-v_E}{r_T + h} + \omega_{\oplus} \cos(\phi_{\text{geodetic}}) \\ \omega_{\oplus} \sin(\phi_{\text{geodetic}}) \end{array} \right] \right\}. \end{aligned} \quad (5.24)$$

La ecuaci6n 5.24 es el modelo no lineal de dependencia de las entradas del gir6scopo respecto de las otras variables de estado. Sus derivadas parciales respecto a las variables de estado se emplear6n en la implementaci6n del filtro de Kalman extendido.

### Din6mica del estado

La din6mica de los modelos del vector de rotaci6n no tiene una forma est6ndar, pero el resto del modelo din6mico es relativamente sencillo.

*Modelo din6mico del veh6culo.* El modelo din6mico est6ndar es el siguiente

## Capítulo 5. Análisis de Arquitecturas y Algoritmos de Integración Multisensorial

---

$\frac{d}{dt}\theta$  = velocidad de la longitud,

$\frac{d}{dt}\phi$  = velocidad de la latitud,

$\frac{d}{dt}h = v_U$  (velocidad de altitud),

$\dot{\mathbf{v}}_{\text{ENU}} = \mathbf{a}_{\text{ENU}}$ ,

$\frac{d}{dt}\mathbf{a}_{\text{ENU}} = w_a$  (ruido blanco),

$\frac{d}{dt}\rho_{\text{ENU}} = \dot{\rho}_{\text{ENU}}$ .

La derivada segunda del vector de rotación se puede obtener derivando en el tiempo la ecuación 5.12:

$$\begin{aligned} \ddot{\rho}_{\text{ENU}} &= \left[ \frac{d}{dt} \frac{\partial \dot{\rho}_{\text{ENU}}}{\partial \omega_{\text{RPY}}} \right] \omega_{\text{RPY}} + \left[ \frac{d}{dt} \frac{\partial \dot{\rho}_{\text{ENU}}}{\partial \omega_{\text{ENU}}} \right] \omega_{\text{ENU}} \\ &+ \left[ \frac{\partial \dot{\rho}_{\text{ENU}}}{\partial \omega_{\text{ENU}}} \right] \left[ \frac{d}{dt} \omega_{\text{ENU}} \right] + \underbrace{\frac{\partial \dot{\rho}_{\text{ENU}}}{\partial \omega_{\text{RPY}}}}_{\mathbf{G}_{\ddot{\rho}}} \underbrace{\dot{\omega}_{\text{RPY}}}_{\mathbf{w}_{\ddot{\omega}}} \end{aligned} \quad (5.25)$$

$$= \mathbf{f}(\rho_{\text{ENU}}, \dot{\rho}_{\text{ENU}}, \mathbf{v}_{\text{ENU}}, \mathbf{a}_{\text{ENU}}, \phi) + \mathbf{G}_{\ddot{\rho}} \mathbf{w}_{\ddot{\omega}} \quad (5.26)$$

donde  $\omega_{\text{RPY}}$  es la entrada de los giróscopos, que se puede computar de la ecuación 5.22 para la implementación en tiempo real, los términos

$$\frac{\partial \dot{\rho}_{\text{ENU}}}{\partial \omega_{\text{ENU}}}, \frac{\partial \dot{\rho}_{\text{ENU}}}{\partial \omega_{\text{RPY}}}, \frac{d}{dt} \frac{\partial \dot{\rho}_{\text{ENU}}}{\partial \omega_{\text{ENU}}} \text{ y } \frac{d}{dt} \frac{\partial \dot{\rho}_{\text{ENU}}}{\partial \omega_{\text{RPY}}}$$

son descritos por ecuaciones físicas conocidas y  $\omega_{\text{ENU}}$  se obtiene de la ecuación 5.13;  $\dot{\omega}_{\text{ENU}}$  se obtiene de la ecuación 5.14; y  $\dot{\omega}_{\text{RPY}}$  es básicamente el ruido dinámico de actitud en coordenadas RPY, un proceso aleatorio.

La ecuación 5.26 es la forma estándar para la dinámica no lineal con un proceso de ruido aditivo  $\mathbf{w}_{\ddot{\omega}}(t)$  en coordenadas RPY y una matriz de distribución del proceso de ruido  $\mathbf{G}_{\ddot{\rho}}$ . La matriz de covarianza del proceso de ruido de la aceleración angular

$$\mathbf{Q}_{\ddot{\omega}} = E\langle \mathbf{w}_{\ddot{\omega}} \mathbf{w}_{\ddot{\omega}}^T \rangle \quad (5.27)$$

que generalmente depende del tipo de vehículo, aumentando la covarianza a medida que aumenta la agilidad del vehículo.

*Dinámica de los parámetros.* Todos los parámetros del sensor se pueden modelar como *random walk*, o como procesos exponencialmente correlacionados si se conoce suficientemente la correlación temporal.

*Dinámica de la seudodistancia de offset.* Puede ser modelada como un proceso exponencialmente correlacionado con constante de tiempo del orden de un minuto. Se requiere un vector de estado independiente y un modelo de proceso para cada satélite GPS usado.

## 5.3 Algoritmos de fusión de datos

### 5.3.1 El Filtro de Kalman

El filtro de fusión sensorial más comúnmente empleado es el filtro de Kalman. El filtro de Kalman, es un método recursivo para obtener una estimación de estado de mínima varianza para un sistema dinámico lineal, partiendo de observaciones imprecisas y bajo la hipótesis de errores gaussianos [12].

El filtro de Kalman es un estimador recursivo de mínimos cuadrados. Produce en el período  $k$ , una estimación de mínimo error cuadrático medio  $\hat{\mathbf{x}}(k|k)$ , del vector estado  $\mathbf{x}(k)$ . Esta estimación se obtiene fusionando la predicción de la estimación del estado  $\hat{\mathbf{x}}(k|k-1)$  con una observación  $\mathbf{z}(k)$  del vector estado  $\mathbf{x}(k)$ . La estimación  $\hat{\mathbf{x}}(k|k)$  es la media condicional de  $\mathbf{x}(k)$  dadas todas las observaciones  $\mathbf{Z}^k = [\mathbf{z}(1), \dots, \mathbf{z}(k)]$  hasta el período  $k$ ,

$$\hat{\mathbf{x}}(k|k) = \mathbf{E}[\mathbf{x}|\mathbf{Z}^k] \quad (5.28)$$

donde  $\mathbf{Z}^k$  es la secuencia de todas las observaciones hasta el período  $k$ .

Como hemos comentado, las ecuaciones de Kalman están desarrolladas para sistemas lineales, pero también pueden ser aplicadas para sistemas no lineales. La linealización del filtro de Kalman empleando las series de expansión de Taylor es llamada filtro extendido de Kalman o EKF. La figura 6.14 muestra el ciclo de estimación EKF. En el capítulo 6 se detallan las ecuaciones del filtro de Kalman y el filtro extendido de Kalman.

### 5.3.2 Filtro Extendido Iterado de Kalman

La utilización de series de expansión (el llamado Filtro Extendido de Kalman o EKF) introduce errores no modelados que violan las asunciones básicas (errores de media cero y covarianzas iguales a las computadas por el algoritmo). Estos errores son:

- Despreciar los términos mayores en las series de expansión
- Evaluación de los Jacobianos (o Hessianos) en los valores estimados o predichos en lugar de los exactos, no disponibles.

En general las transformaciones no lineales introducen error *bias* y el cálculo de covarianzas basado en series de expansión no es siempre preciso. Se utiliza casi siempre la primera derivada. La introducción de la segunda derivada, aunque tiene en cuenta algún efecto añadido, resulta cara y no garantiza la resolución del problema.

Hay distintas formas de compensar estos errores:

- Adición de ruido artificial para la compensación de errores en la predicción del estado. Se hace mayor la covarianza de ruido en el proceso  $\mathbf{Q}(k)$ .
- Multiplicación de la covarianza de estado por un escalar mayor a uno en cada período de reloj. Esto es equivalente a que el filtro tenga una memoria decadente (*fading memory*) y disminuye la precisión.

## Capítulo 5. Análisis de Arquitecturas y Algoritmos de Integración Multisensorial

---

El incremento de la covarianza de estado causará que la ganancia del filtro sea mayor, dando más peso a los datos más recientes. Por el contrario, incrementando la varianza del ruido en la medida incrementará la covarianza de innovación, bajando la ganancia del filtro. Estas técnicas son totalmente heurísticas y sólo deben usarse como solución última.

Otra manera de tratar esta situación es calcular la actualización del estado, no como una media condicional combinación lineal de predicción e innovación, sino como una estimación de "máximo a posteriori"(MAP). Una estimación MAP aproximada puede obtenerse mediante una iteración que equivale a re-linealización de la ecuación de medida.

La secuencia de iteración del filtro de Kalman iterado puede resumirse como sigue para la actualización en cada instante  $k + 1$  (naturalmente, sólo tiene sentido iterar en la fase de actualización).

Para  $i = 0, N - 1$ ,

$$\begin{aligned}
 \mathbf{H}^i(k+1) &\equiv \mathbf{h}_x(k+1, \hat{\mathbf{x}}^i(k+1|k+1)) \\
 \mathbf{P}^i(k+1|k+1) &= \mathbf{P}(k+1|k) - P(k+1|k)\mathbf{H}^{iT}(k+1) \cdot \\
 &\quad [\mathbf{H}^i(k+1)\mathbf{P}(k+1|k)\mathbf{H}^{iT}(k+1) + \mathbf{R}(k+1)]^{-1} \cdot \\
 &\quad \mathbf{H}^i(k+1)\mathbf{P}(k+1|k) \tag{5.29} \\
 \hat{\mathbf{x}}^{i+1}(k+1|k+1) &= \hat{\mathbf{x}}(k+1|k+1) + \mathbf{P}^i(k+1|k+1)\mathbf{H}^i(k+1)\mathbf{R}^{-1}(k+1|k) \cdot \\
 &\quad [\mathbf{z}(k+1) - \mathbf{h}(k+1, \hat{\mathbf{x}}^i(k+1|k+1))] \\
 &\quad - \mathbf{P}^i(k+1|k+1)\mathbf{P}(k+1|k)^{-1}[\hat{\mathbf{x}}^i(k+1|k+1) \\
 &\quad \hat{\mathbf{x}}(k+1|k)]. \tag{5.30}
 \end{aligned}$$

Y para  $i = N$

$$\begin{aligned}
 \mathbf{P}^i(k+1|k+1) &= \mathbf{P}^i(k+1|k) - \mathbf{P}^i(k+1|k)\mathbf{H}^{iT}(k+1) \\
 &\quad \mathbf{H}^i(k+1)\mathbf{P}(k+1|k)\mathbf{H}^{iT}(k+1) \cdot \\
 &\quad + \mathbf{R}(k+1)]^{-1} \cdot \\
 &\quad \mathbf{H}^i(k+1)\mathbf{P}(k+1|k), \tag{5.31}
 \end{aligned}$$

donde  $N$  se decide a priori o está basado en un criterio de convergencia.

### 5.3.3 El Filtro de Información

El filtro de Información es matemáticamente equivalente al filtro de Kalman. Si se aplicaran los mismos datos en ambos filtros los resultados que se obtendrían serían idénticos. ¿Por qué estudiar entonces el filtro de información? Podemos citar las siguientes ventajas:

- No es necesario el cálculo de la matriz  $\mathbf{S}$  (matriz de covarianza de la innovación)
- Tampoco hace falta calcular  $\mathbf{W}$  (ganancia Kalman)

- Es muy sencillo de inicializar
- Pero la principal ventaja de este filtro es que resulta computacionalmente más sencillo de implementar en un entorno multisensor, pues simplemente se realiza la suma de las diferentes informaciones que se aportan. Además, el filtro de información es capaz de trabajar con medidas correladas y el de Kalman no.

Definiremos  $\mathbf{Y}(k|k)$  matriz de información e  $\hat{\mathbf{y}}(k|k)$  el vector de información. Si asumimos que el error es Gaussiano, podemos decir que  $\mathbf{Y}(k|k)$  es la inversa de  $P(k|k)$  y representa la cantidad de información presente entre el estado de interés y sus correlaciones. El vector información representa la información contenida en los propios estados y se puede evaluar mediante la siguiente ecuación.

$$\hat{\mathbf{y}}(k|k) = \mathbf{Y}(k|k)\hat{\mathbf{x}}(k|k). \quad (5.32)$$

La predicción del vector de información es

$$\hat{\mathbf{y}} = \mathbf{L}(k|k-1)\hat{\mathbf{y}}(k-1|k-1) + \mathbf{B}(k)\mathbf{u}(k), \quad (5.33)$$

donde

$$\mathbf{L}(k|k-1) = \mathbf{Y}(k-1|k-1)\mathbf{F}(k)\mathbf{Y}^{-1}(k-1|k-1). \quad (5.34)$$

donde la matriz de transformación  $\mathbf{B}(k)$  transforma la entrada de control  $\mathbf{u}(k)$  en el espacio de información.

La predicción de la matriz de información es

$$\mathbf{Y}(k|k-1) = [\mathbf{F}(k)\mathbf{Y}^{-1}(k-1|k-1)\mathbf{F}^T + \mathbf{Q}(k)]^{-1}. \quad (5.35)$$

La contribución de información a los estados debida a la observación se representa mediante el vector observación de información

$$\mathbf{i}(k) = \mathbf{H}^T(k)\mathbf{R}^{-1}\mathbf{z}(k), \quad (5.36)$$

viniedo representada la cantidad de certeza asociada con esta observación mediante la ecuación

$$\mathbf{I}(k) = \mathbf{H}^T(k)\mathbf{R}^{-1}(k)\mathbf{H}(k). \quad (5.37)$$

Los beneficios de la aplicación del filtro de información los encontramos en la fase de actualización. Como la observación se ha transformado al espacio información, el procedimiento de actualización será simplemente la contribución de la observación a la predicción.

$$\hat{\mathbf{y}}(k|k) = \hat{\mathbf{y}}(k|k-1) + \mathbf{i}(k) \quad (5.38)$$

$$\mathbf{Y}(k|k) = \mathbf{Y}(k|k-1) + \mathbf{I}(k). \quad (5.39)$$

En caso de que haya más de un sensor que proporcione observaciones las ecuaciones de 5.38 se representarían de la siguiente manera

$$\hat{\mathbf{y}}(k|k) = \hat{\mathbf{y}}(k|k-1) + \sum \mathbf{i}_j(k) \quad (5.40)$$

$$\mathbf{Y}(k|k) = \mathbf{Y}(k|k-1) + \sum \mathbf{I}_j(k). \quad (5.41)$$

donde  $j$  representa el número de sensores que aportan información en el instante  $k$ .

### 5.3.4 El Filtro Extendido de Información

En el caso de que el proceso o el modelo de observación no fueran lineales (lo más habitual) deberíamos emplear un Filtro Extendido de Información en lugar de un Filtro de Información. La predicción del vector y la matriz de información tiene ahora la forma

$$\hat{\mathbf{y}}(k|k-1) = \mathbf{Y}(k-1|k-1)\mathbf{F}(\hat{\mathbf{x}}(k-1|k-1), \mathbf{u}(k)), \quad (5.42)$$

$$\mathbf{Y}(k|k-1) = [\nabla\mathbf{F}_x(k)\mathbf{Y}^{-1}(k-1|k-1)\nabla\mathbf{F}_x^T(k) + \mathbf{Q}(k)]^{-1}. \quad (5.43)$$

Y el vector y la matriz contribución se calculan ahora

$$\mathbf{i}(k) = \nabla\mathbf{H}_x^T(k)\mathbf{R}^{-1}(k)[\nu(k) + \nabla\mathbf{H}_x\hat{\mathbf{x}}(k|k-1)], \quad (5.44)$$

$$\mathbf{I}(k) = \nabla\mathbf{H}_x^T(k)\mathbf{R}^{-1}(k)\nabla\mathbf{H}_x(k), \quad (5.45)$$

donde la innovación es

$$\nu(k) = \mathbf{z}(k) - \mathbf{H}(\hat{\mathbf{x}}(k|k-1)). \quad (5.46)$$

Aunque seguimos teniendo el problema de los Jacobianos, el EIF (*Extended Information Filter*) presenta la ventaja de la sencilla inicialización (la información inicial es nula). Además, podremos incorporar múltiples observaciones en un solo filtro.

### 5.3.5 Filtro de Intersección de Covarianzas

Un aspecto importante en la fusión de datos es la descentralización. La descentralización permite extender la fusión sensorial a una red de plataformas que intercambian información y coordinan actividades de una forma flexible y escalable. Un sistema de fusión descentralizado es una colección de nodos de procesamiento, conectados por *links* (vínculos) de comunicación, en la cual ninguno de los nodos tiene conocimiento acerca de la topología global de la red. Cada nodo lleva a cabo una tarea específica usando la información de los nodos con los que está ligado, no habiendo nodo central que controle la red.

Los sistemas descentralizados tienen las propiedades

- Son fiables y robustos. La pérdida de algunos nodos no supone el fallo de todo el sistema, al contrario de lo que ocurre en los sistemas centralizados,

- Son flexibles. Pueden añadirse o quitarse nodos haciendo solamente cambios locales en la red. En un sistema centralizado es necesario llevar a cabo cambios masivos.

El principal problema en los sistemas de fusión de datos descentralizados es el de la información redundante. Información procedente de múltiples fuentes no puede combinarse en la mayoría de los marcos de fusión a menos que sea independiente o tenga un grado de correlación conocida (covarianzas). Cuando la misma información es usada varias veces, la estimación de la fusión de datos producidos en diferentes nodos en la red se corrompe. Hay distintas aproximaciones para tratar el problema de la redundancia de información. Uno de estos métodos es el de intersección de covarianzas.

La redundancia de información en una red es lo que provoca fiabilidad, de esta forma si eliminamos la información redundante para evitar dificultades, eliminamos también la confianza. Un Filtro de Intersección de Covarianzas (CI) proporciona una buena forma de explotar simultáneamente robustez y consistencia en un marco de fusión de datos arbitrario y descentralizado sin la necesidad de asumir independencia en las medidas. Por tanto, el uso del marco de intersección de covarianzas para combinar estimaciones de media y varianza sin información acerca del grado de correlación proporciona una solución directa al problema de fusión de datos distribuida.

#### Planteamiento

Sean dos cantidades de información  $\mathbf{A}$  y  $\mathbf{B}$ , con un determinado ruido  $\mathbf{a}$  y  $\mathbf{b}$ . El objetivo es encontrar  $\mathbf{C}$  con un determinado ruido  $\mathbf{c}$ , que sea consistente. El algoritmo del filtro CI

$$\mathbf{c} = \mathbf{W}_a \mathbf{a} + \mathbf{W}_b \mathbf{b} \quad (5.47)$$

$$\mathbf{P}_{cc} = \mathbf{W}_a \mathbf{P}_{aa} \mathbf{W}_a^T + \mathbf{W}_a \mathbf{P}_{ab} \mathbf{W}_b^T + \mathbf{W}_b \mathbf{P}_{ba} \mathbf{W}_a^T + \mathbf{W}_b \mathbf{P}_{bb} \mathbf{W}_b^T, \quad (5.48)$$

En las que  $a$  y  $b$  representan la media de los valores de  $\mathbf{a}$  y  $\mathbf{b}$ . (El caso  $\mathbf{P}_{ba} = \mathbf{P}_{ab} = 0$  coincidiría con el filtro de Kalman convencional).

La interpretación geométrica es una manera muy sencilla de entender el funcionamiento de este tipo de filtros.

La intersección se caracteriza como la combinación convexa de las covarianzas

$$\mathbf{P}_{cc}^{-1} = \omega \mathbf{P}_{aa}^{-1} + (1 - \omega) \mathbf{P}_{bb}^{-1} \quad (5.49)$$

$$\mathbf{P}_{cc}^{-1} \mathbf{c} = \omega \mathbf{P}_{aa}^{-1} \mathbf{a} + (1 - \omega) \mathbf{P}_{bb}^{-1} \mathbf{b} \quad (5.50)$$

Se puede calcular el valor de  $\omega$  (entre 0 y 1) para optimizar la salida respecto al criterio deseado. Por ejemplo, para minimizar el valor del determinante  $\mathbf{P}_{cc}$  para más de dos informaciones,

$$\mathbf{P}_{cc}^{-1} = \omega_1 \mathbf{P}_{a_1 a_1}^{-1} + \dots + \omega_n \mathbf{P}_{a_n a_n}^{-1} \quad (5.51)$$

$$\mathbf{P}_{cc}^{-1} \mathbf{c} = \omega_1 \mathbf{P}_{a_1 a_1}^{-1} \mathbf{a}_1 + \dots + \omega_n \mathbf{P}_{a_n a_n}^{-1} \mathbf{a}_n \quad (5.52)$$

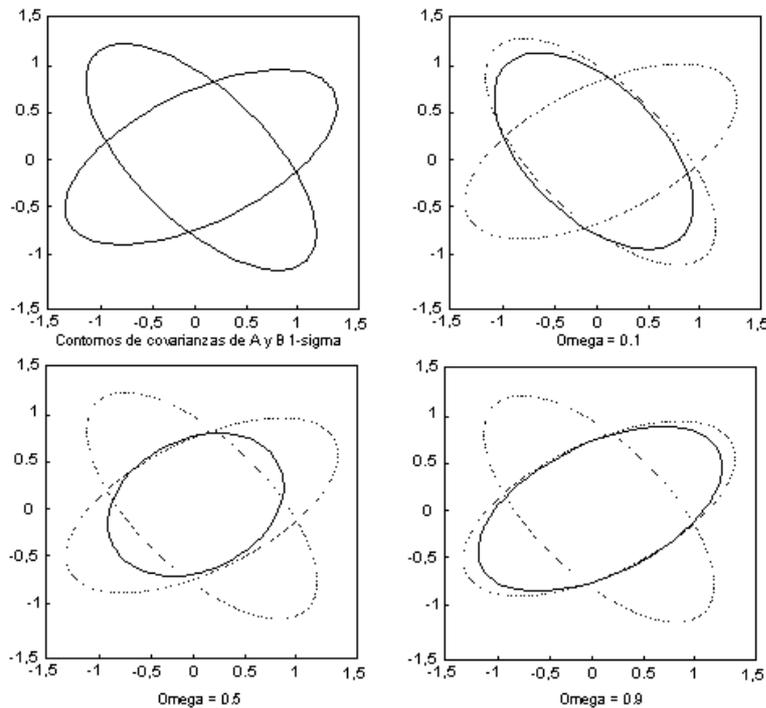


Figura 5.3: Interpretación Geométrica de un Filtro de Intersección de Covarianzas.

Siendo el sumatorio de todos los  $\omega_i$  igual a uno.

El proceso de fusión que propone este algoritmo es el siguiente:

1. Predicción del estado en el nodo  $i$  para el instante  $k + 1$ , usando las ecuaciones de predicción del filtro de Kalman.
2. Utilizamos las ecuaciones de actualización del filtro de Kalman para actualizar la predicción con la medida  $\mathbf{z}_i(k + 1)$ . El resultado es una estimación para el estado  $\mathbf{x}_i^*(k + 1|k + 1)$  y para la covarianza  $\mathbf{P}_i^*(k + 1|k + 1)$ .
3. El nodo  $i$  propaga su estimación a todos los nodos vecinos.
4. Cada nodo fusiona su predicción con las estimaciones que ha recibido de todos los vecinos. En el caso de no conocer las correlaciones entre los nodos podremos emplear el algoritmo CI. Esta estimación se fusionará con la medida  $z$  en este nodo, para proporcionar la actualización definitiva.

Las principales ventajas de este método frente a otros son:

1. Cada nodo ofrece el mejor resultado que éste estima a todos los demás nodos, sin que existan restricciones irreales como consecuencia de emplear una arquitectura de distribución que premie la robustez.
2. No es necesario sincronizar las velocidades de actualización de los diferentes filtros.

3. No es necesario garantizar las comunicaciones. Un nodo puede transmitir a otros nodos su estimación sin importarle si éstos lo reciben o no.
4. Cada nodo puede emplear un modelo de observación diferente. Puede que un nodo sea altamente preciso para un juego de variables y no para el conjunto. En caso de que otro nodo no sea preciso para ese conjunto pero sí para otro, la información que se propagaría sería la unión de ambas con una gran precisión.
5. El filtro de Kalman puede producir una estimación inconsistente de dos estimaciones consistentes si éstas no son independientes. Sin embargo, el filtro de CI sólo introducirá una inconsistencia si ésta aparece en un sensor o en un modelo. Para evitar esto se deben introducir mecanismos de detección de fallo en los sensores.

#### 5.3.6 Filtro de Asociación de Datos Probabilísticos

Para un problema de seguimiento múltiple con medidas falsas la asociación de datos es crucial. Existen algunos algoritmos capaces de resolver este problema, de los cuales los más simples son el filtro del vecino más fuerte o SNF (*Strongest Neighbour Filter*) y el filtro del vecino más próximo o NNF (*Nearest Neighbour Filter*). En el primero, la señal con la intensidad más alta de entre las medidas validadas se usa para actualizar, descartándose las otras. En el segundo se usa la medida más cercana a la medida predicha.

Estas técnicas trabajan razonablemente bien cuando las condiciones son favorables, fallando cuando empieza a incrementarse las falsas alarmas u objetivos poco observables (lentos). En lugar de utilizar sólo una de las medidas de entre las recibidas, una aproximación alternativa es usar todas las medidas validadas con diferentes pesos (probabilidades). Esta opción se denomina Asociación de Datos Probabilísticos o PDA (*Probabilistic Data Association*).

Tanto la PDA estándar como sus versiones mejoradas se muestran muy eficientes en seguimientos de un objeto con medidas falsas. En el caso de múltiples objetos, donde una medida puede validarse por múltiples seguimientos, la asociación se hace más complicada. Existen varios algoritmos que manejan esta conexión. El método algoritmo de Unificación de Asociación de Datos Probabilísticos o JPDA (*Joint Probabilistic Data Association*) se emplea en el seguimiento de múltiples objetos mediante la evaluación de las probabilidades de asociación medida-track (*measurement-to-track*), y su combinación para obtener la estimación del estado. Otros algoritmos más potentes, pero más complejos, son los denominados multihipótesis (*Multiple-Hypothesis Tracking* o MHT). En este caso el seguimiento múltiple se lleva a cabo mediante la evaluación de la certeza de que hay un objetivo dada una secuencia de medidas. La conjunción de un estimador basado en PDA con un estimador Interactivo Multimodelo (*Interacting Multiple Model* o IMM) ofrece resultados comparables al MHT en situaciones de seguimientos múltiples con objetivos rápidos y en presencia de contramedidas.

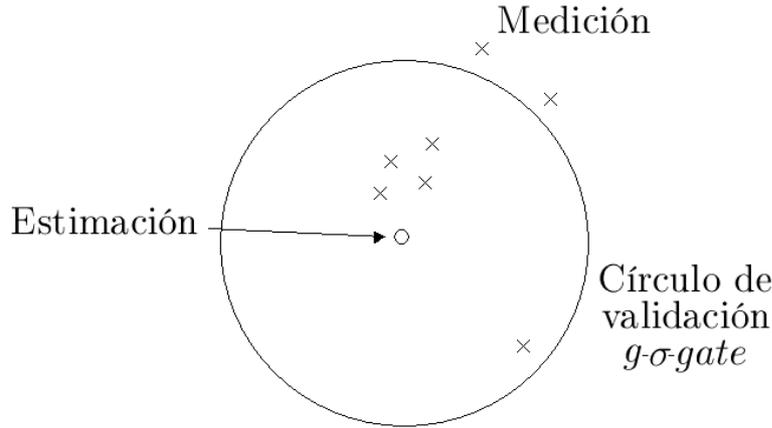


Figura 5.4: Esquema de validación del algoritmo PDAF.

### Desarrollo

El Filtro PDA (PDAF) es una aproximación bayesiana que calcula la probabilidad de que cada medida validada sea realmente originada desde el objetivo *target*, y la probabilidad de que ninguna de las medidas validadas sea correcta.

Para implementar el método PDA debemos asumir que existe un único *target* y como máximo una medida está realmente orientada al *target*. El resto se deberían al conjunto.

Antes de explicar el método conviene dejar perfectamente claras algunas nociones:  $\nu$  es la innovación (o residuo) entre la medida real y la medida predicha y  $\mathbf{S}$  la covarianza de la innovación. Por tanto, el proceso de validación se puede expresar de la siguiente forma:  $d^2 = \nu^T \mathbf{S}' \nu$ . Antes de iniciar el proceso de *tracking*, la probabilidad de puerta  $\mathbf{P}_G$  ha sido determinada. Considerando una distribución *chi* cuadrado y mirando las tablas correspondientes seremos capaces de encontrar el umbral  $g$ , tal que  $d < g$ , límite para aceptar una medida o no en la fase de actualización.

Para las medidas validadas, las probabilidades  $\beta$  PDA para las medidas orientadas al *target* se calculan según la ecuación

$$\beta_j = \frac{e_j}{b + \sum_{l=1}^m e_l}, j = 1, \dots, m \quad (5.53)$$

y si ninguna de las medidas está orientada al *target*

$$\beta_0 = \frac{b}{b + \sum_{l=1}^m e_l}, \quad (5.54)$$

en las que

$$e_j = \exp\left(-\frac{1}{2} \nu_j^T \mathbf{S}^{-1} \nu_j\right) \quad (5.55)$$

$$b = \lambda \sqrt{\det(2\pi) \mathbf{S}} \cdot \frac{1 - P_D P_G}{P_D} \quad (5.56)$$

$\lambda$  es la densidad espacial del conjunto (que es un dato conocido) y  $P_D$  es la probabilidad de detección (que también será conocida).

Estas son las ecuaciones de Kalman convencionales para la predicción

$$\hat{\mathbf{x}}_{t+1|t} = \mathbf{F}_t \hat{\mathbf{x}}_{t|t} \text{ y} \quad (5.57)$$

$$\mathbf{P}_{t+1|t} = \mathbf{F}_t \mathbf{P}_{t|t} \mathbf{F}_t^T + \mathbf{Q}_t, \quad (5.58)$$

y para la ganancia de Kalman

$$\mathbf{K}_{t+1} = \mathbf{P}_{t+1|t} \mathbf{H}_{t+1}^T (\mathbf{H}_{t+1} \mathbf{P}_{t+1|t} \mathbf{H}_{t+1}^T + \mathbf{R}_{t+1})^{-1}. \quad (5.59)$$

en un filtro de Kalman convencional, la actualización del estado y la covarianza vendrá descrita por las ecuaciones

$$\hat{\mathbf{x}}_{t+1|t+1} = \hat{\mathbf{x}}_{t+1|t} + \mathbf{K}_{t+1} (\mathbf{z}_{t+1} - \mathbf{H}_{t+1} \hat{\mathbf{x}}_{t+1|t}) \quad (5.60)$$

$$\mathbf{P}_{t+1|t+1} = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_{t+1} \mathbf{H}_{t+1}) \mathbf{P}_{t+1|t}. \quad (5.61)$$

Al aplicar el Filtro de Asociación de Datos Probabilísticos las ecuaciones 5.60 quedarán de la siguiente manera

$$\hat{\mathbf{x}}_{t+1|t+1} = \hat{\mathbf{x}}_{t+1|t} + \mathbf{K}_{t+1} \sum_{l=1}^m \beta_l \tilde{\mathbf{z}}_l \text{ donde} \quad (5.62)$$

$$\tilde{\mathbf{z}} = (\mathbf{z}_{t+1} - \mathbf{H}_{t+1} \hat{\mathbf{x}}_{t+1|t}) \quad (5.63)$$

$$\mathbf{P}_{t+1|t+1} = \beta_0 \mathbf{P}_{t+1|t} + (1 - \beta_0) \mathbf{P}_{t+1|t+1}^C + \tilde{\mathbf{P}}_{t+1}, \text{ en las que} \quad (5.64)$$

$$\mathbf{P}_{t+1|t+1}^C = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_{t+1} \mathbf{H}_{t+1}) \mathbf{P}_{t+1|t} \text{ y} \quad (5.65)$$

$$\tilde{\mathbf{P}}_{t+1} = \mathbf{K}_{t+1} \left( \sum_{l=1}^m \beta_l \tilde{\mathbf{z}}_l \tilde{\mathbf{z}}_l^T - \tilde{\mathbf{z}} \tilde{\mathbf{z}}^T \right) \mathbf{K}_{t+1}^T. \quad (5.66)$$

### 5.3.7 Filtro Interactivo Multimodelo

Es sabido que el filtro de Kalman (incluyendo el EKF) no funciona bien cuando los modelos no son lineales. Uno de los métodos que mejora este comportamiento es emplear un sistema híbrido (con partes discretas y continuas). La idea es la siguiente: dependiendo de las características del movimiento el modelo que mejor lo represente será distinto. Por ejemplo, si el móvil se mueve con velocidad constante, el filtro más eficiente será diseñado para estimar velocidades constantes. Sin embargo, si el móvil se encuentra maniobrando el mejor filtro tendrá otras características.

La figura 5.5 representa de forma esquemática el proceso realizado en un filtro multimodelo. Básicamente, el método Interactivo Multimodelo o IMM (*Interacting Multiple Model*) consiste en múltiples modelos (pongamos  $r$ ) para los que asumimos que el verdadero es uno de esos  $r$  modelos. Necesitamos a priori los valores de la media y covarianza de estado y la probabilidad inicial del modelo ( $\mu_j$ ) del modelo  $j$ .  $\mu_j$  es la

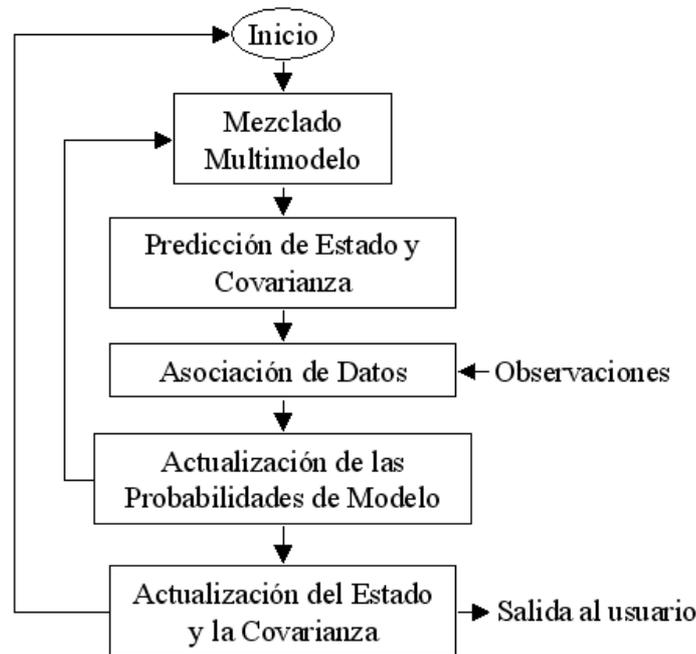


Figura 5.5: Esquema simplificado del filtro IMM.

probabilidad de que el modelo  $j$  sea el correcto. El proceso es muy similar al del filtro de Kalman, considerando además ahora la probabilidad del modelo. Emplearemos estas probabilidades en la fase de actualización. Por sus características, el Filtro Multimodelo se acopla perfectamente al problema de posicionamiento preciso de un vehículo como el objeto de esta tesis. En el capítulo dedicado al filtro de fusión sensorial implementado se describirá con detalle en qué consiste y qué ecuaciones describen este algoritmo.

## 5.4 Conclusiones

Este capítulo se dedicó al estudio y análisis de los principales algoritmos y arquitecturas para la fusión sensorial de la actual literatura. Las ventajas de la integración de las navegaciones vía satélite e inercial quedaron de manifiesto tras el estudio de sus principales características en los capítulos previos, dedicándose éste al análisis de algunas de las posibles formas de fusionar ambas aproximaciones.

En lo referente a las arquitecturas de integración, la primera conclusión notable es la necesidad de desarrollar una arquitectura de integración dedicada al problema específico. No existe una arquitectura única que funcione mejor que las demás para todos los sistemas multisensoriales, incluso aunque consideráramos únicamente sistemas GPS/INS.

Las arquitecturas débilmente acopladas resultan de gran utilidad en el desarrollo de sistemas integrados. Los equipos sensores se pueden tratar como elementos independientes de medida, con las consiguientes ventajas en cuanto a flexibilidad del sistema. Los resultados obtenidos empleando este tipo de arquitecturas ofrecen una buena visión

de las posibilidades de la fusión multisensorial entre diferentes tecnologías.

Una vez poseemos un sistema de navegación integrado mediante una arquitectura débilmente acoplada, un siguiente paso de interés puede ser acceder a la información de los sensores a niveles más fuertes de integración. Por ejemplo, una arquitectura de integración fuertemente acoplada permite fusionar la información procedente de dos satélites en vista con las medidas inerciales para ofrecer una respuesta conjunta. La misma situación sería resuelta únicamente empleando medidas inerciales si se empleó una arquitectura muy débilmente acoplada. Así pues, probada la viabilidad de la solución planteada en esta tesis, cabe esperar ciertas mejoras fusionando a más bajo nivel, labor que se realizará en futuras investigaciones del grupo.

En cuanto a los filtros de fusión presentados, en cada apartado se comentaron las principales ventajas de los mismos. Al igual que en el caso de la arquitectura de integración, no existe un único filtro que funcione mejor que los demás en cada situación. Su idoneidad dependerá de las características de las medidas de los sensores, de la arquitectura empleada, del comportamiento del vehículo, etc.

En el próximo capítulo comentaremos las principales ventajas e inconvenientes de las aproximaciones presentadas en este capítulo dedicadas a nuestro problema concreto, justificando la solución adoptada.



## Parte II

# Diseño del Sistema de Navegación



# Capítulo 6

## Diseño de la Solución Propuesta

### 6.1 Presentación de la Solución Propuesta

Hemos visto en el capítulo 5 de la primera parte de la tesis las ventajas e inconvenientes de las distintas arquitecturas de fusión de datos. Para el diseño de un filtro dedicado al problema que nos ocupa, la arquitectura débilmente acoplada presenta ciertas ventajas frente a arquitecturas más fuertemente acopladas. Algunas de las principales razones para una implementación débilmente acoplada se presentan a continuación:

- En primer lugar, una arquitectura débilmente acoplada permite flexibilidad en la configuración. En procesos de diseño, el primer paso debe consistir en una arquitectura débilmente acoplada, para después, una vez tomada la decisión del tipo de sensores empleados, plantearse la implementación de una arquitectura fuertemente acoplada.
- En nuestro caso, la naturaleza independiente y propietaria de las unidades de medida empleadas no nos permite bajar a un nivel de acoplamiento más estrecho.
- Los modelos de error para las medidas inerciales serán los mismos en ambas arquitecturas, por lo que este factor no resulta decisivo.
- El receptor GPS puede tratarse como una unidad independiente, por lo que podremos de manera sencilla emplear diferentes sensores GNSS e inerciales, comparando los resultados ofrecidos.

El estudio de los filtros de fusión de datos presentados en el capítulo 5, ofrece las siguientes conclusiones, que nos ayudarán a tomar la decisión sobre el filtro a implementar.

- El filtro extendido iterado de Kalman (IEKF), trata de resolver el problema de las linealizaciones para sistemas no lineales, empleando una estimación de “máximo a posteriori”, en la que se relineaiza sucesivamente la ecuación de medida un número determinado de veces. Sin embargo, el empleo de iteraciones suficientes para que el proceso sea efectivo, produce en ocasiones tiempos de convergencia

## Capítulo 6. Diseño de la Solución Propuesta

---

elevados. Como consecuencia de las altas frecuencias de funcionamiento de algunos dispositivos y las restricciones propias de la característica de tiempo real del sistema de navegación deseado, el filtro IEKF no puede garantizar mejoras significativas en la solución respecto al filtro EKF.

- El filtro de información (IF), si bien presenta algunas ventajas frente al filtro de Kalman, éstas no supondrían ningún cambio en la solución y los problemas que encontramos implementando el filtro de Kalman convencional siguen apareciendo. De hecho, cuando las entradas son las mismas, ambos filtros producen idénticos resultados. Su principal ventaja es una reducción de la carga computacional (al transformar multiplicaciones entre matrices en sumas), no siendo este un factor dominante en nuestra aplicación. El filtro extendido de información (EIF), sigue presentando los problemas propios de las linealizaciones, y el cálculo de los Jacobianos.
- El filtro de intersección de covarianzas (CI) presenta ciertas ventajas frente al filtrado de Kalman mediante arquitecturas de integración fuertemente acopladas. En primer lugar, la pérdida de información procedente de algún nodo no supone el fallo de todo el sistema. En segundo lugar, pueden añadirse y quitarse nodos sin tener que replantear el filtrado. Además resuelve el problema del empleo de información redundante, lo que en ocasiones provoca poca fiabilidad. Sin embargo estos problemas tampoco aparecen en nuestro caso particular. Mediante una arquitectura débilmente acoplada, podremos añadir o eliminar sensores al filtrado, de manera que si uno falla, el filtro seguirá funcionando. Por otra parte, la independencia de la información procedente de los sensores garantiza la consistencia de la solución Kalman. En todo caso, el filtro de intersección de covarianzas resulta de elevado interés para el problema de la fusión de la información a través de una red, un problema ya planteado en nuestras investigaciones y que supondrá una de las futuras líneas de trabajo.
- El filtro de asociación de datos probabilístico, o PDAF, ofrece una solución al problema del seguimiento múltiple con medidas falsas. Así pues, resulta de elevado interés para su aplicación en el proceso de asociación de datos en el filtrado multimodelo. Los resultados encontrados en la literatura (incluso en situaciones mucho más complejas con seguimiento de múltiples objetos) promueven su empleo de manera conjunta. La simplicidad del problema de asociación de datos planteado en la implementación multimodelo de esta tesis (con tan solo un objetivo y dos modelos) nos animó a implementar una asociación de datos probabilística más sencilla, basada en la ecuación 6.66. Sin embargo, las mejoras que el empleo de manera conjunta de un filtrado IMM-PDA puede ofrecer animan las investigaciones futuras sobre este método.
- El filtro interactivo multimodelo (IMM) resuelve el problema de un único modelo del vehículo para representar todas las posibles maniobras, sin aumentar las consideraciones de ruido ni asumiendo limitaciones en las maniobras realizadas.

## 6.1. Presentación de la Solución Propuesta

---

Así pues, la solución implementada y que mejor se ajusta a los requerimientos de nuestro problema está basada en un filtrado EKF-IMM, fusionando las mediciones de los diferentes sensores mediante una arquitectura débilmente acoplada.

En las siguientes secciones, presentaremos de forma resumida la problemática y la situación actual en los sistemas de navegación de alta integridad para vehículos terrestres, y la solución propuesta en la tesis.

### 6.1.1 Problemática en los Sistemas de Navegación por Carretera

La mayoría de los servicios demandados actualmente para la navegación terrestre, tales como sistemas de información al viajero, asistencia en ruta, llamadas de emergencia automáticas, control de flotas o asistencia a la conducción, requieren un equipo de carretera (RSE o *Road Side Equipment*) capaz de ofrecer alta precisión disponible de forma continua y a bajo precio. Además, para la mayoría de estas aplicaciones, es esencial contar con una buena disponibilidad en las comunicaciones. Especialmente en las aplicaciones en las que la seguridad de las personas está en juego, un valor elevado de integridad en la solución y su monitorización continua son absolutamente indispensables.

Hasta ahora los desarrolladores han centrado sus esfuerzos en la combinación de la navegación por satélite (GNSS o *Global Navigation Satellite Systems*) con los sistemas de comunicaciones celular (CN o *Cellular Networks*). Esta solución es capaz de ofrecer sistemas de posicionamiento a bajo coste y comunicación bidireccional entre el vehículo y el proveedor del servicio. Sin embargo, actualmente los sistemas GNSS no ofrecen la disponibilidad, precisión e integridad necesarias y deben emplearse otras tecnologías. Las características básicas deseables en la unidad de a bordo (OBU o *On Board Unit*) son:

- Coste reducido, incluyendo facilidad de instalación y mantenimiento.
- Capacidad de almacenar información acerca de las trayectorias, velocidad, tiempo, etc., manejar Sistemas de Información Geográfica (GIS o *Geographical Information Systems*), y computar la distancia recorrida.
- Integrar comunicación inalámbrica para tareas tales como *e-pay* y *e-maintenance*.
- Interoperabilidad con otros sistemas.
- Refuerzos antipillaje y dificultad para manipular la OBU por usuarios no autorizados.

### 6.1.2 El Sistema de Posicionamiento

#### Los Sistemas de Posicionamiento por Satélite

Actualmente, el sistema más popular de posicionamiento es el sistema norteamericano GPS o *Global Positioning System* (capítulo 3). El sistema GPS y el sistema ruso GLO-NASS (*Global Navigation Satellite Systems*) se llaman de manera conjunta, sistemas

## Capítulo 6. Diseño de la Solución Propuesta

---

GNSS. Los actuales niveles de error de estos sistemas (alrededor de los 10 metros dependiendo de la calidad del receptor) y los problemas de cobertura y multitrayectos, no permiten dar servicio a numerosas aplicaciones basadas en la localización. Los sistemas SBAS basan su arquitectura en satélites geoestacionarios e instalaciones terrestres para transmitir correcciones de la señal GNSS. En Europa, la señal de corrección EGNOS (*European Geostationary Navigation Overlay System*) es capaz de reducir las cotas de error en situaciones dinámicas hasta los 3 metros. Además, las correcciones se transmiten también a través de Internet mediante SISNeT (*Signal In Space through the Internet*), lo que permite corregir las posiciones GNSS incluso en los casos de pérdida de visibilidad del satélite geoestacionario.

### El Sistema Integrado GNSS/SBAS/INS

A pesar de las mejoras en la calidad de los sensores, los sistemas GNSS/SBAS no pueden garantizar una solución adecuada para aplicaciones que demandan alta integridad. Para conseguir un nivel de actuación mayor, hemos implementado una solución basada en un sistema integrado GNSS/SBAS/INS. La naturaleza de las medidas inerciales (aceleraciones y velocidades de giro en los tres ejes coordenados), complementa las deficiencias de la localización basada en GNSS (capítulo 4). Sin embargo, el proceso de doble integración al que debemos someter las aceleraciones para obtener posición, es la principal fuente de error de estos sistemas. Para evitar una deriva excesiva de la solución deben realizarse actualizaciones frecuentes mediante un sistema global. En el sistema de navegación de nuestro vehículo prototipo se ha montado una unidad de medidas inerciales de bajo coste, basada en tecnología MEM (*Micro-Electro-Mechanical*). Si pretendemos ofrecer una solución con alguna perspectiva comercial, únicamente pueden ser incluidas en el vehículo unidades de bajo coste. Sin embargo, este tipo de sensores presentan numerosos ruidos y derivas. Por ello, se han implementado modelos de error de estos sensores, que compensen las derivas observadas en los mismos. Por otra parte, para paliar esas derivas en la solución en los períodos de ausencia de señal GNSS, se han incluido en el sistema medidas odométricas procedentes del propio sistema ABS del vehículo. Esto permite disponer de medidas de velocidad a un coste casi nulo, pues no son necesarios otros sensores, pero de baja calidad, pues los captadores ABS no están pensados para la medición precisa de velocidad. Además del problema de la precisión, el sistema odométrico presenta los problemas típicos tales como deslizamientos, incertidumbre en el diámetro real de las ruedas, etc.

Todas estas consideraciones han sido tomadas en cuenta a la hora de diseñar el filtro de fusión multisensorial, y tanto para las medidas inerciales como para las odométricas se implementaron modelos de observación, que transforman la información cruda procedente de los sensores en variables de observación de entrada al proceso de filtrado.

### EL FILTRO DE FUSIÓN SENSORIAL

Para fusionar la información procedente de estos sensores se han implementado numerosos filtros de fusión de datos. En este capítulo presentaremos aquellos que mejores resultados obtuvieron, mejorando la respuesta de las soluciones tradicionales. Las so-

luciones que presentaremos se basan en el filtro extendido de Kalman.

Para reproducir las maniobras del vehículo se han implementado dos modelos cinemáticos distintos. El modelo rectilíneo representa el comportamiento del vehículo cuando este no realiza maniobras, o estas son relativamente suaves. En la práctica será válido para la mayoría de los casos. Sin embargo, existen situaciones en las que el vehículo debe realizar maniobras bruscas. Por este motivo, se ha implementado un modelo curvilíneo, capaz de interpretar de manera más fidedigna estas situaciones, a costa de aumentar las consideraciones de ruido. Por este motivo, todas las explicaciones relativas a la descripción del filtro se realizarán para ambos modelos, y se emplearán dos filtros distintos en caso de que empleemos un modelo u otro.

No obstante, en multitud de situaciones reales no podemos saber a priori cómo serán las maniobras que deberemos realizar, ni podremos elegir un trayecto en el que sólo realicemos maniobras suaves. Por este motivo, un Filtro Interactivo Multimodelo (IMM o *Interactive Multi-Model Filter*) ha sido también desarrollado e implementado. Este filtro es capaz de encontrar el modelo que mejor reproduce la situación actual del vehículo y actualizar el estado en función de la probabilidad de éxito de ese modelo. Para el cálculo de la probabilidad de éxito del modelo, se han implementado técnicas basadas en las matrices de transición de Markov.

Por último, se preparó un prototipo de pruebas, el vehículo SatAnt, con toda la instalación hardware y software necesaria para poder realizar pruebas y evaluar los resultados obtenidos.

Los siguientes apartados detallan los aspectos más relevantes de la solución desarrollada en este tesis doctoral, y el capítulo 7 estará dedicado a las pruebas realizadas y su evaluación.

## 6.2 Los Modelos en el Vehículo

### 6.2.1 El Modelo Cinemático del Vehículo

El modelo cinemático que proponemos para el vehículo automóvil describe los movimientos de un vehículo de cuatro ruedas motrices, de las cuales, las traseras sólo se desplazan en sentido longitudinal al vehículo, y las dos ruedas delanteras giran cada una a un ángulo distinto según su centro instantáneo de rotación (figura 6.3) según ecuaciones de segundo orden.

En el modelo del vehículo empleado, no hemos incluido términos relativos a las aceleraciones del vehículo. Como vimos en el capítulo 2, en la literatura actual existe una gran diversidad de modelos distintos, algunos de los cuales se apoyan fuertemente en la naturaleza de los sensores empleados en el posicionamiento. Con el objetivo de que el modelo del vehículo se adaptara a las diferentes posibilidades de la unidad de posicionamiento, se implementó un modelo no orientado a los sensores, sino a las características del vehículo, un modelo más descriptivo del vehículo en sí, que de la unidad de navegación. No obstante, el modelo es parametrizado, por lo que podría ser empleado en otros vehículos sin mayor esfuerzo que el de editar un fichero de texto y sustituir los antiguos valores por los nuevos.

## Capítulo 6. Diseño de la Solución Propuesta

---

El hecho, común en los modelos empleados en la literatura actual, de que las variables de estado no coincidan con las observaciones de los sensores, facilita además las labores de filtrado para configuraciones heterogéneas de sistemas sensores. Esto es, en nuestro caso no sería necesario remodelar el sistema completo, incluyendo naturalmente el filtro, si para una aplicación específica podemos prescindir de las medidas procedentes del compás electrónico o de los sensores inerciales, ahorrando costes en la unidad de a bordo.

Con estas consideraciones, las ecuaciones de transición de estado serán:

$$\begin{aligned}
 x_c(k+1) &= x_c(k) + Tv_c(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad + 0,5T^2 \dot{v}_c(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad - 0,5T^2 v_c(k) \dot{\theta}(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 y_c(k+1) &= y_c(k) + Tv_c(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad + 0,5T^2 \dot{v}_c(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad + 0,5T^2 v_c(k) \dot{\theta}(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 \theta(k+1) &= \theta(k) + T\dot{\theta}(k) + 0,5T^2 \ddot{\theta}(k) \\
 \dot{\theta}(k+1) &= \dot{\theta}(k) + T\ddot{\theta}(k) \\
 v_c(k+1) &= v_c(k) + T\dot{v}_c(k) \\
 \phi_c(k+1) &= \phi_c(k) + T\dot{\phi}_c(k) \\
 s_c(k+1) &= s_c(k) + T\dot{s}_c(k)
 \end{aligned} \tag{6.1}$$

que notaremos como:

$$\mathbf{x}(k+1) = f(\mathbf{x}(k)) + G(\mathbf{x}(k))v(k) \tag{6.2}$$

donde  $f$  es la matriz de transición de estado y  $G$  es la matriz de ruido. Así pues, los vectores de estado y de ruido vienen dados respectivamente por:

$$\begin{aligned}
 \mathbf{x}(k) &= [x_c(k) \ y_c(k) \ \theta(k) \ \dot{\theta}(k) \ v_c(k) \ \phi_c(k) \ s_c(k)]^T \\
 v(k) &= [\ddot{\theta}(k) \ \dot{v}_c(k) \ \dot{\phi}_c(k) \ \dot{s}_c(k)]^T
 \end{aligned} \tag{6.3}$$

Atendiendo las ecuaciones 6.1, podemos decir que para la determinación de las coordenadas del centro geométrico del vehículo, se han tenido en cuenta las ecuaciones físicas de movimiento de un sólido rígido describiendo un movimiento curvilíneo entre muestreos con origen en el centro instantáneo de rotación, en el que se consideran hasta los términos de segundo orden, incluyendo tanto los términos de aceleración tangencial como normal. La orientación del vehículo  $\theta(k)$  viene dada también por una ecuación de segundo orden, tomando hasta el término de aceleración angular, considerada como ruido blanco. El resto de las variables se modelan con ecuaciones de primer orden, y según se desprende sufren pequeñas variaciones entre períodos, modeladas con ruidos blancos.

La figura 6.3 representa cada una de las variables consideradas en el estado. La variable  $s_c(k)$  representa la compensación en la desviación angular del vector velocidad debido a los deslizamientos en las ruedas, trasladados al centro geométrico del vehículo.

Las ecuaciones 6.1 modelan el ángulo de la velocidad en el c.g.  $\phi_c(k)$  con una ecuación de primer orden, donde se puede considerar que sufre pocas variaciones ( $\phi_c(k) \approx cte$ ). Esta simplificación es perfectamente válida para movimientos que no describan maniobras de curvas pronunciadas, donde la variación del ángulo de la velocidad puede ser considerable (modelo rectilíneo). En este segundo caso, la ecuación del ángulo de la velocidad se aproxima a una función de segundo orden, es decir, se asume que lo que ahora permanece constante entre periodos es la variación de ese ángulo,  $\dot{\phi}_c(k)$  (modelo curvilíneo). Por tanto para trayectorias de curvas pronunciadas las ecuaciones del modelo quedan ahora:

$$\begin{aligned}
 x_c(k+1) &= x_c(k) + Tv_c(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad + 0,5T^2 \dot{v}_c(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad - 0,5T^2 v_c(k) \dot{\theta}(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 y_c(k+1) &= y_c(k) + Tv_c(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad + 0,5T^2 \dot{v}_c(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad + 0,5T^2 v_c(k) \dot{\theta}(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 \theta(k+1) &= \theta(k) + T\dot{\theta}(k) + 0,5T^2 \ddot{\theta}(k) \\
 \dot{\theta}(k+1) &= \dot{\theta}(k) + T\ddot{\theta}(k) \\
 v_c(k+1) &= v_c(k) + T\dot{v}_c(k) \\
 \phi_c(k+1) &= \phi_c(k) + T\dot{\phi}_c(k) + 0,5T^2 \ddot{\phi}_c(k) \\
 \dot{\phi}_c(k+1) &= \dot{\phi}_c(k) + T\ddot{\phi}_c(k) \\
 s_c(k+1) &= s_c(k) + T\dot{s}_c(k)
 \end{aligned} \tag{6.4}$$

y por tanto los vectores de estado y ruido son ahora:

$$\begin{aligned}
 \mathbf{x}(k) &= [x_c(k) \ y_c(k) \ \theta(k) \ \dot{\theta}(k) \ v_c(k) \ \phi_c(k) \ \dot{\phi}_c(k) \ s_c(k)]^T \\
 \mathbf{v}(k) &= [\ddot{\theta}(k) \ \dot{v}_c(k) \ \ddot{\phi}_c(k) \ \dot{s}_c(k)]^T
 \end{aligned} \tag{6.5}$$

Las ecuaciones 6.4, modelan de una forma más realista las situaciones de curvas, donde hay gran cantidad de dinámica de giro. Igualmente los niveles de ruido en este caso se incrementan respecto a los considerados en trayectorias rectas o con pocas variaciones, modeladas con las ecuaciones 6.1.

### 6.2.2 El Modelo Odométrico

El sistema odométrico del prototipo SatAnt está basado en el sistema ABS (*Anti-Lock Brake System*) del vehículo. Un sistema ABS, provisto de sensores en cada rueda capaces de determinar la velocidad de la misma, es capaz de determinar si una rueda está bloqueada o no. Las principales ventajas de emplear el propio sistema ABS del

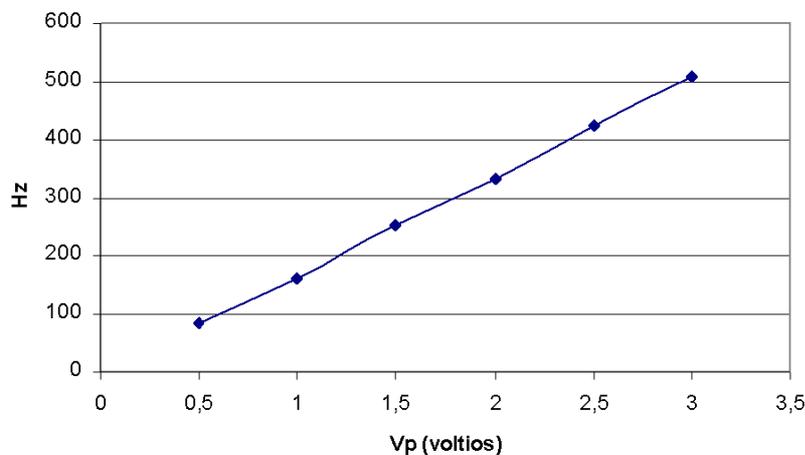


Figura 6.1: Lecturas de voltios - frecuencia de los captores.

vehículo son su simplicidad (pues no requiere ninguna instalación extraordinaria) y el ahorro que esto conlleva. Sin embargo, la finalidad de estos sensores no es la medición de distancias, por lo que las medidas que ofrecen son más pobres que las que ofrecerían sensores dedicados a esta tarea. Esta circunstancia deberá ser tomada en cuenta en el diseño del filtro para reducir los efectos de su falta de precisión.

El sistema ABS del vehículo está provisto de una rueda fónica y un sensor magnético para cada rueda del vehículo, que permiten hacer un recuento de pulsos según gire la rueda, de manera similar a un encoder en cada rueda del vehículo. Cada rueda fónica consiste en un disco con 44 ranuras hacia los cuales se orienta el captor magnético. Este captor está compuesto por una bobina protegida con una carcasa de acero. Cuando la rueda del coche gira, el disco metálico ranulado se mueve solidario a ella cambiando las características magnéticas del medio y generando una f.e.m senoidal y de frecuencia proporcional a la velocidad de giro de la rueda.

Las gráficas 6.1 y 6.2 muestran las relaciones entre el voltaje y la velocidad de la rueda y la frecuencia de la señal medida. Como se aprecia en la figura 6.1, la relación entre el voltaje y frecuencia en las bobinas puede suponerse lineal en la zona de trabajo, con una pendiente de  $0,0059 \text{ V/Hz}$ . Esta relación nos permitirá determinar la velocidad de la rueda para puntos de trabajo en los que podamos considerar la relación lineal, mayores de  $10 \text{ km/h}$ . y menores de  $200 \text{ km/h}$ . Estas características serán tomadas en cuenta en el diseño del filtro de fusión.

Por otra parte, para la implementación del modelo cinemático del vehículo planteado es necesario conocer el ángulo de giro de las ruedas directrices. Para conseguir esta medida se probaron distintas alternativas. En primer lugar, y con el fin de simplificar y abaratar costes, se pensó en utilizar la medida del giro del volante procedente del sistema de dirección asistida. Mediante una tabla calibrada, midiendo el giro del volante podríamos conocer los ángulos de giro de cada rueda directriz. Sin embargo, las medidas ofrecidas por este sensor eran poco precisas y fiables, por lo que se descartó

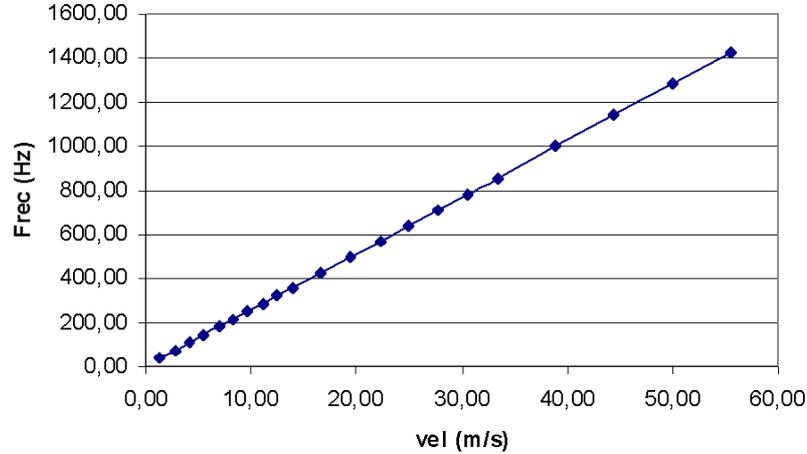


Figura 6.2: Conversión m/s– frecuencia en los captadores.

esta opción. Posibles opciones eran el montaje de un encoder absoluto de eje hueco y gama media, montado directamente sobre el eje del volante, y un giróscopo solidario al volante. Finalmente, dados los buenos resultados obtenidos por el giróscopo, fue esta la opción elegida.

### Las observaciones odométricas en el modelo del vehículo

Entendemos como salidas del sistema odométrico del vehículo las velocidades lineales en las cuatro ruedas, y los ángulos de giro de las ruedas delanteras, si bien estas no son las medidas propiamente dichas. La odometría mide pulsos por segundo en cada rueda, y el ángulo de giro del volante, que relacionamos mediante una tabla de calibración con los ángulos de giro en cada rueda.

De la misma manera que las velocidades lineales y los ángulos en las ruedas no son las medidas naturales del sistema odométrico, tampoco forman parte (ni hay razón para que así sea) de las variables de estado del modelo. En las ecuaciones 6.1 y 6.4 no aparecen directamente estas magnitudes. Así pues, cuando hablamos de observaciones odométricas, entenderemos estas como  $v_c(k)$ ,  $\theta(k)$  y  $\phi_c(k)$ .

De esta forma, teniendo en cuenta las asunciones de sólido rígido anteriormente mencionadas, la velocidad del centro geométrico  $v_c(k)$  se calcula en función de la rueda delantera izquierda según la ecuación:

$$v_c(k) = v_{fl}(k) \frac{\cos(\Delta - \delta_{fl}(k))}{\cos(\Delta - \phi_c(k) - s_c(k))} \quad (6.6)$$

donde se aplica la propiedad de que las proyecciones de los vectores velocidad sobre la línea que los une deben ser iguales (figura 6.3). Las variables  $v_{fl}(k)$  y  $\delta_{fl}(k)$  corresponden a la velocidad y dirección de la rueda delantera izquierda. De forma similar se puede calcular para el resto de las ruedas.

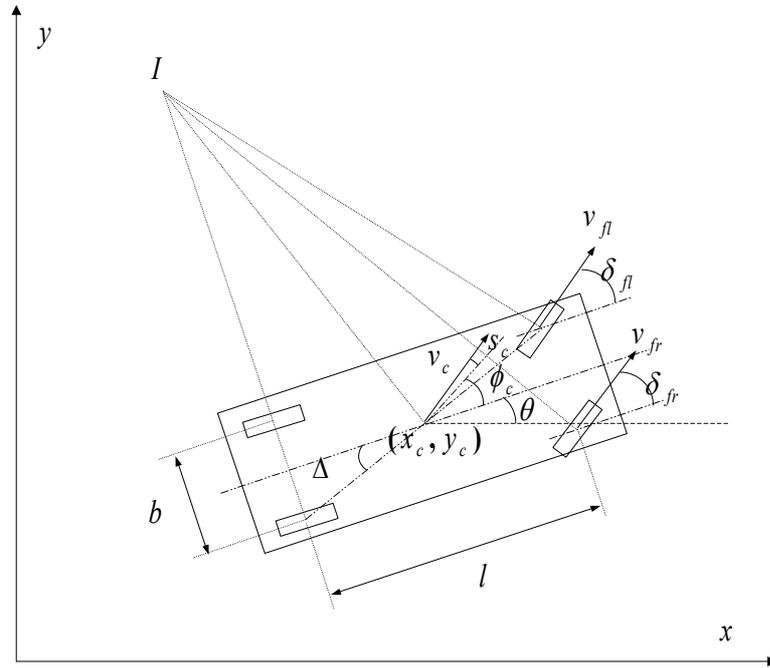


Figura 6.3: Nomenclatura del modelo cinemático.

Por otro lado, la medida de la velocidad angular puede calcularse en función de la velocidad y ángulo de una rueda según la relación:

$$\dot{\theta}(k) = v_{fl}(k) \frac{\sin(\delta_{fl}(k))}{l} \quad (6.7)$$

Por último, para el ángulo de la velocidad en el centro geométrico, de la figura 6.4 se obtienen las transformaciones geométricas de los ángulos de las ruedas al centro del vehículo según:

$$d = \frac{l}{\tan(\delta_{fl})} + \frac{b}{2} \quad (6.8)$$

$$\tan(\phi_c(k) + s_c(k)) = \frac{l/2}{d}$$

llegando a la expresión del ángulo de la velocidad:

$$\phi_c(k) = \arctan\left(\frac{l \cdot \tan(\delta_{fl}(k))}{2l + b \cdot \tan(\delta_{fl}(k))}\right) - s_c(k) \quad (6.9)$$

Para concluir con las observaciones odométricas, merece la pena comentar el efecto del radio efectivo de las ruedas del vehículo. En nuestro modelo, este valor es parametrizable pero constante. Los cambios de temperatura y las vías en mal estado producen cambios frecuentes en el radio efectivo de las ruedas del vehículo. Si no se ha incluido esta variable en el modelo es debido a la complejidad del problema, fuente de numerosos

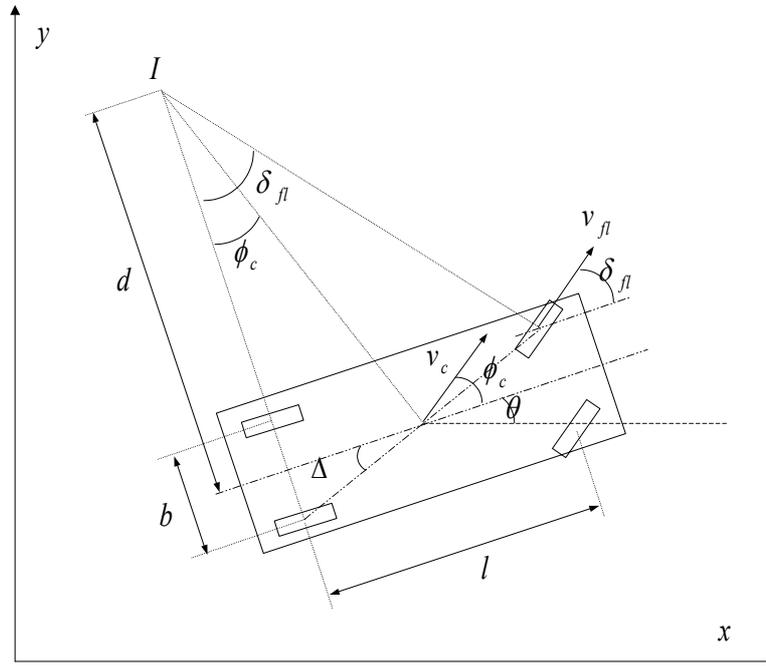


Figura 6.4: Geometría del modelo cinemático del vehículo.

estudios. Sin embargo, si se ha tomado en cuenta a la hora de diseñar la aplicación AVANT que más adelante explicaremos con detalle, la posibilidad de calibrar el radio de las ruedas para una vía por la que circulemos. Esto es, por defecto el radio de las ruedas es el nominal, ofrecido por el fabricante, pero el usuario de la aplicación puede recalibrar este valor cuando lo desee. Por ejemplo, tras 30 minutos circulando y si nos encontramos en una autovía, las probabilidades de cambios significativos en el radio efectivo de las ruedas se reducen (los neumáticos ya están calientes y la vía suele estar muy bien asfaltada), por lo que una recalibración en estas condiciones ofrecerá un valor más fiable que el nominal.

### 6.2.3 El Modelo Inercial

Como vimos previamente, la naturaleza de las medidas inerciales complementa perfectamente las deficiencias de los sistemas de localización basados en GNSS, evitando además algunos problemas típicos de la odometría. Las medidas que ofrece la unidad inercial son:

- Las aceleraciones en los tres ejes coordenados
- Las velocidad de giro en los tres ejes coordenados
- Temperatura externa del dispositivo
- Tiempo de muestreo, o instante en el que se toma la muestra de medidas.

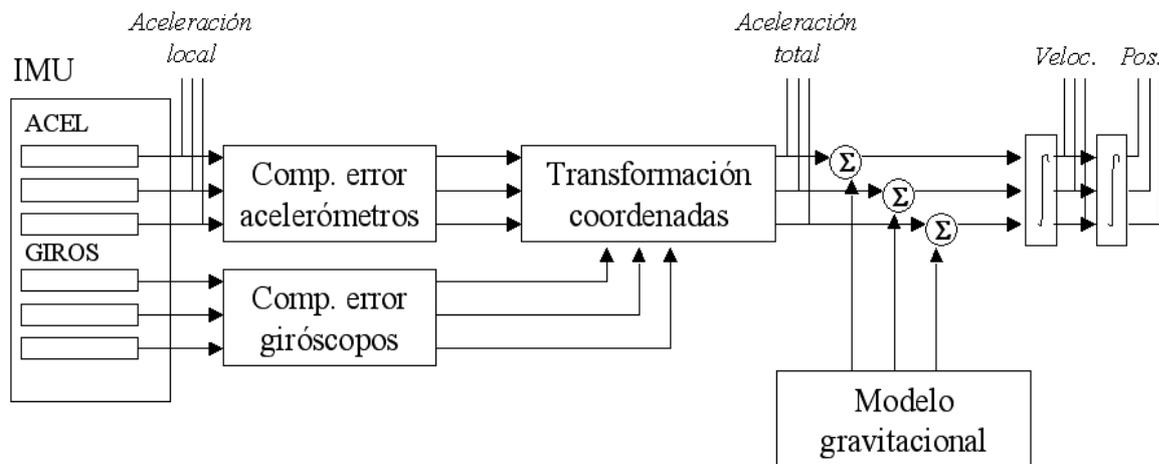


Figura 6.5: Esquema del proceso realizado en las medidas inerciales para la obtención de las variables de observación del filtro.

Además, la incorporación de inclinómetros en el cuerpo de la unidad inercial, permite obtener los valores de los ángulos de cabeceo y balanceo.

El proceso global que realizamos con los sensores inerciales para poder emplearlos como medidas de entrada en el filtro viene representado por el esquema de la figura 6.5. En este esquema podemos diferenciar claramente dos fases hasta la obtención de las medidas inerciales correspondientes en el sistema global de navegación. En primer lugar, aplicaremos la compensación de los errores en las medidas mediante los modelos observados (como veremos en la sección siguiente). En segundo lugar, transformaremos las medidas de las aceleraciones empleando para ello los ángulos medidos por la propia unidad inercial, su orientación respecto al sistema de coordenadas local. Como salida de esta última fase obtenemos la aceleración total, o aceleración en el sistema global de navegación. Por último, antes de emplear estos valores en el filtro debemos aplicar el modelo gravitacional. La necesidad de aplicar un modelo gravitacional se entiende muy fácilmente mediante la siguiente sencilla explicación. Una unidad inercial desplazándose en caída libre no mediría aceleración alguna (o la resultante de las mismas sería nula en el caso de no desplazarse según la transversal al plano tangente local). Típicamente, para aplicaciones terrestres en las que no es posible disponer de una medida cierta de la aceleración de la gravedad a priori, se asume que la aceleración de la gravedad tiene un valor de  $-9.81 \text{ m/s}^2$  en el eje  $z$ , siendo nulas sus otras dos componentes del sistema coordinado global (plano tangente local). El proceso de doble integración representado como la última fase de la figura 6.5 nos producirá valores de velocidad y posición.

Dedicaremos los siguientes apartados de esta sección a explicar el modelo de error aplicado a las medidas inerciales, el proceso de transformación de las medidas del sistema de referencia local al global y el cálculo de las observaciones inerciales ( $x_c^{INS}$ ,  $y_c^{INS}$  y  $v_c^{INS}$ ) a partir de las medidas obtenidas por los sensores.

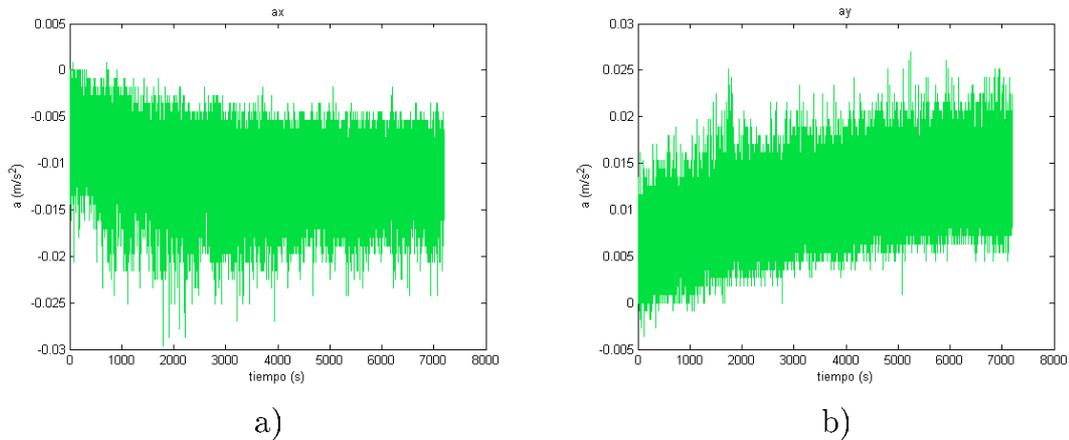


Figura 6.6: Medidas de las aceleraciones en  $\text{m/s}^2$ . en los ejes  $x$  (a) e  $y$  (b) a lo largo de 2 horas.

### El Modelo de Error

Como vimos en el capítulo dedicado a la navegación inercial, es precisamente el proceso de doble integración el principal culpable del error de posición en los sistemas de posicionamiento basados en medidas inerciales, ya que los errores cometidos en un instante se acumulan para el siguiente. Para evitar un valor excesivo del error acumulado podremos:

- Realizar actualizaciones con medidas globales frecuentes. Esto es, el sistema inercial nos garantizará posicionamiento preciso durante un intervalo de tiempo más o menos reducido. Transcurrido este intervalo deberemos emplear algún otro tipo de medida con cota de error conocida para seguir ofreciendo posicionamiento íntegro al usuario. Sin embargo, en el caso de los sistemas integrados GNSS/INS no siempre podremos garantizar estas actualizaciones, ya que la cobertura de los satélites dependerá de la posición del vehículo.
- Implementar modelos de error de las medidas inerciales. Tras analizar las principales fuentes de error de un sistema inercial seremos capaces de estimar cuál será la principal fuente de error del mismo. De la observación de las medidas inerciales en un entorno controlado podremos determinar qué modelos de error se ajustan con más verosimilitud a sus comportamientos.

Por este motivo, algunos modelos de error de las señales inerciales (aceleraciones y velocidad de giro) han sido estudiados. Los modelos de error a construir deben caracterizar las medidas de aceleraciones y velocidades de giro. Dependiendo del éxito de estos modelos de error, el sistema será capaz de determinar la posición de forma autónoma sin necesidad de actualizaciones externas durante un período mayor de tiempo. La característica de error que domina las medidas inerciales depende del tipo de sensor empleado. Por este motivo, los modelos empleados para un determinado sistema sensorial no tienen por qué ser válidos para otro. Por otra parte, también se deberá

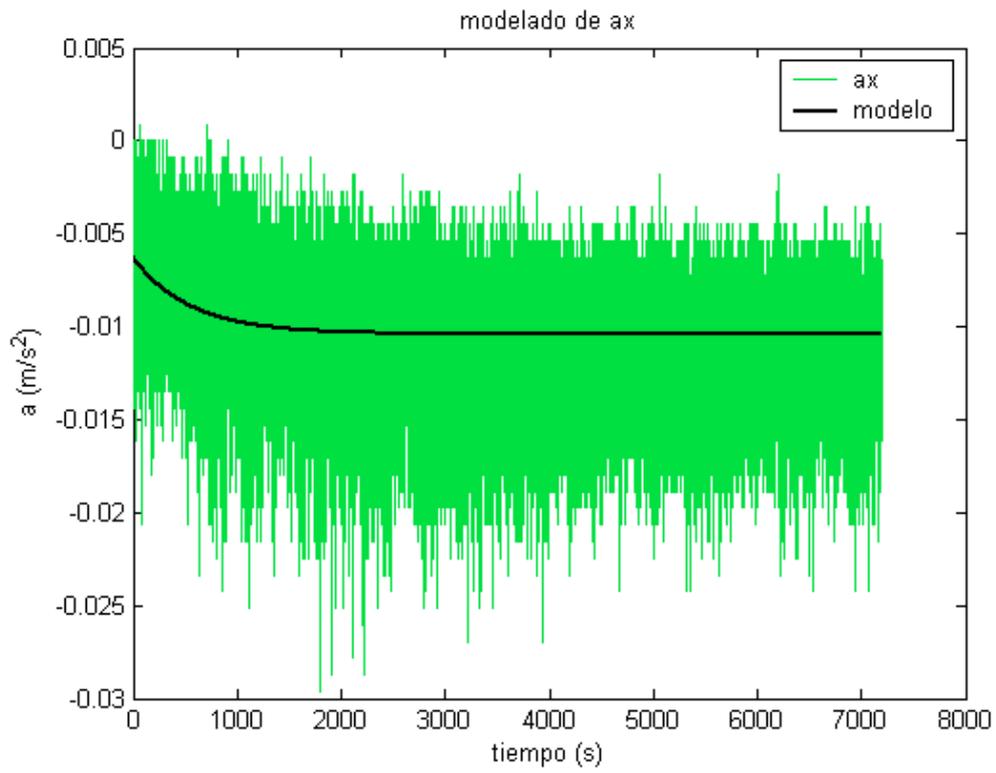


Figura 6.7: Aceleración ( $\text{m/s}^2$ .) en el eje  $x$  a lo largo de 2 horas y modelo de compensación del error desarrollado.

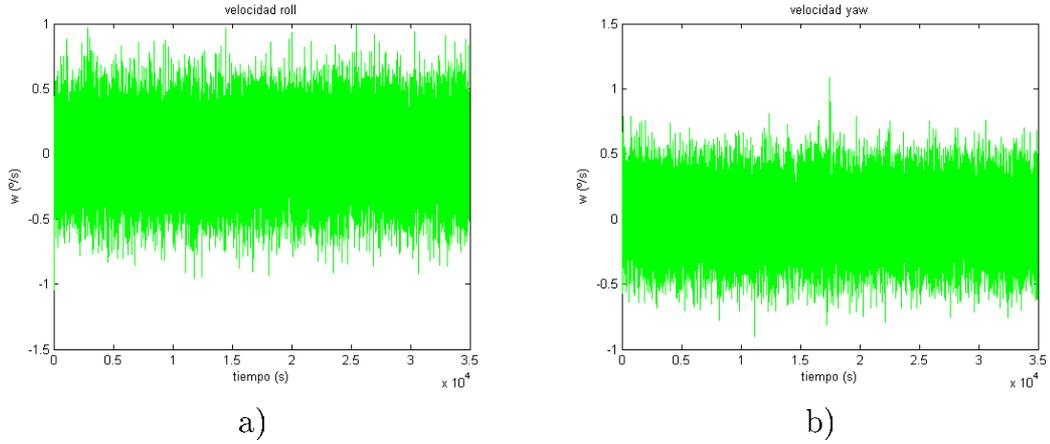


Figura 6.8: Medidas de las velocidades de giro en los ejes  $x$  (a) y  $z$  (b).

tener en cuenta la aplicación a la que se destinan los sensores, adaptando los modelos y sus parámetros para cada caso. Para determinar las principales características de error realizamos el análisis de curvas similares a las de la figura 6.6 para cada medida de interés. En ella se muestran el valor de la aceleración en los ejes  $x$  e  $y$  del sistema inercial acoplado a una plataforma horizontal y en reposo durante dos horas. El hecho de que el sistema inercial se encuentre horizontal es de gran importancia, ya que en caso de no ser así, alguna componente de la aceleración vertical (la gravedad) se proyectaría sobre los demás ejes del marco del vehículo, falseando la medida. La condición de horizontalidad se puede obtener principalmente por dos métodos:

- Mecánicamente. El sistema sensorial descansaría sobre una plataforma equilibrada de ejes deslizantes y 6 grados de libertad.
- Por software. Situando el sistema inercial sobre una plataforma de la que conocemos con precisión su actitud. Esta información podrá venir de un sistema inercial calibrado situado sobre la misma plataforma.

El modelo de error aplicado para la corrección del valor de la aceleración en eje  $x$  planteado en este caso tiene la forma de la expresión descrita en la ecuación 6.10 (análogo para el eje  $y$ ).

$$C_1(1 - e^{-\frac{t}{\tau}}) + C_2 \quad (6.10)$$

El ajuste de los valores de los parámetros se lleva a cabo por el método multidimensional, sin restricciones y no lineal de Nelder-Mead, empleando como función objetivo el error cuadrático medio [13].

Por otra parte, como conclusión obtenida en nuestras investigaciones, se estimó que los valores de las velocidades angulares no requerían calibración, siendo los giróscopos del sistema inercial de que disponemos, en general, de mayor calidad. Como se ve en la figura 6.8 (y análogo para el eje  $y$ ), tras una hora, los valores de las velocidades angulares en los ejes del sistema de referencia situado en el INS, no derivan de manera notable, no habiéndose encontrado ningún modelo que mejore el comportamiento

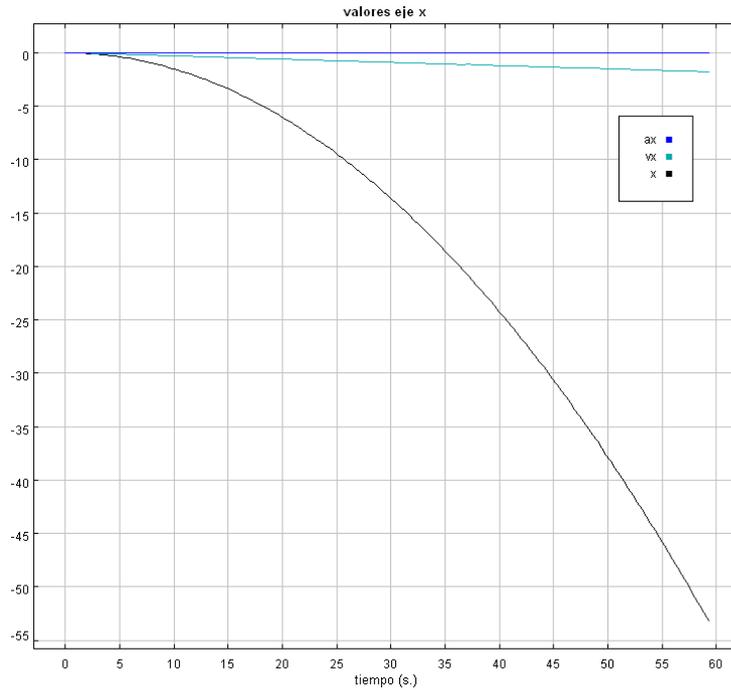


Figura 6.9: Posición (m.), velocidad (m/s.) y aceleración (m/s<sup>2</sup>.) en el eje  $x$  en 60 segundos, en el caso en el que no se aplicó ningún modelo de error.

de forma sistemática. Por otra parte, la desviación del ángulo estimado es de aproximadamente 0,04 grados tras una hora, un valor perfectamente aceptable en nuestras aplicaciones.

Para el test realizado en nuestro vehículo de pruebas, algunas de cuyas medidas se presentan en las figuras 6.6.a y 6.6.b, aplicando el modelo de compensación mostrado en la ecuación 6.10, los valores de los parámetros del modelo obtenidos para el ajuste de la medida de la aceleración en el eje  $x$  del sistema de referencia local del sensor fueron  $C_1 = -0,0043$ ,  $C_2 = -0,007$  y  $\tau = 500$ . Con estos valores, la media aritmética de la respuesta compensada tras dos horas fue de  $-3,2172 \times 10^{-4}$  y la desviación estándar de 0,0033. El modelo de compensación del error obtenido aplicando estos valores, puede verse gráficamente en la imagen de la figura 6.7. Como puede apreciarse, el modelo representa un buen estimador de la deriva de la aceleración.

Para comprobar la bondad del modelo, integramos la medida de la aceleración obteniendo los siguientes resultados: cuando no se aplicó ningún modelo de error, la posición derivó bastante pronto, alcanzando los 55 metros en 60 segundos (figura 6.9), naturalmente sin realizar ninguna actualización externa. Cuando se implementó el modelo de error presentado, el error de posición se redujo a 70 cm. durante los mismos 60 segundos y por supuesto sin realizar ninguna actualización externa (figura 6.10).

Queda por tanto de manifiesto la relevancia de la compensación de errores en las medidas procedentes de sensores inerciales de gama media y baja, y las mejoras que el modelo de error planteado proporciona.

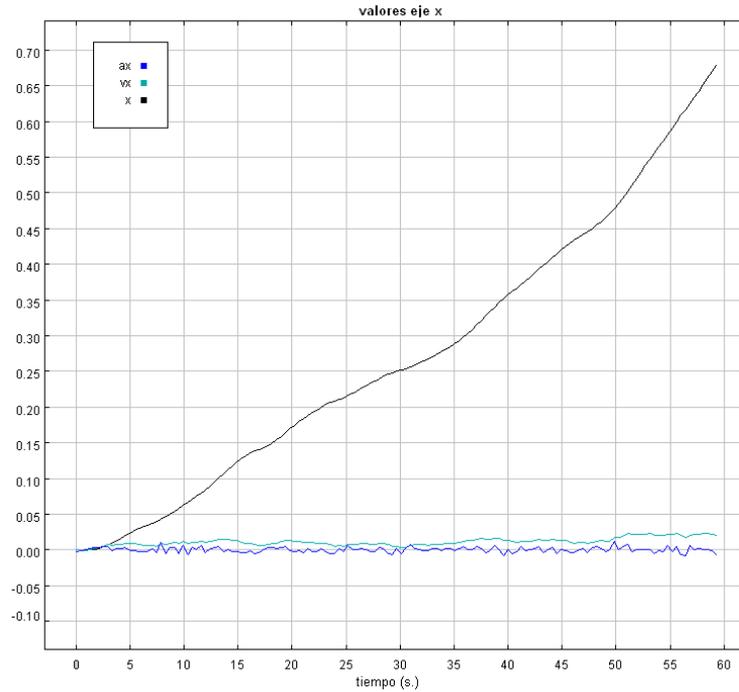


Figura 6.10: Posición (m.), velocidad (m/s.) y aceleración (m/s<sup>2</sup>.) en el eje  $x$  en 60 segundos, en el caso en el se aplicó el modelo de error presentado.

### Orientación del Sistema Coordinado

Como vimos en el capítulo dedicado a la navegación inercial las medidas inerciales ofrecidas por los sensores se encuentran referenciadas a su propio eje de coordenadas. Para poder emplearlas como medidas globales en el filtro debemos transformar estas medidas en sus correspondientes en el sistema de referencia global o de navegación (también llamado habitualmente *navigation frame*).

La figura 6.11 explica la transformación del sistema local de referencia al sistema global. En ella,  $\mathcal{S}$  es definido como el sistema local de referencia (o *body-frame*), que situaremos en el centro de masas del vehículo. Debemos por tanto tener la consideración de situar la unidad inercial lo más cerca posible del centro de masas del vehículo o tomar en cuenta las distancias en la transformación entre sistemas de referencia. El sistema global de referencia, (*navigation frame*) es fijo en la tierra (ver capítulo 4 para más detalles sobre sistemas de referencia), y lo denominamos  $\mathcal{G}$ . El sistema coordinado de navegación será un sistema cartesiano, que sigue la “regla de la mano derecha” en el que:

- $X$  es positivo cuando apunta al Norte magnético local
- $Y$  sigue las reglas de la mano derecha (Oeste)
- $Z$  es positivo cuando apunta hacia arriba.

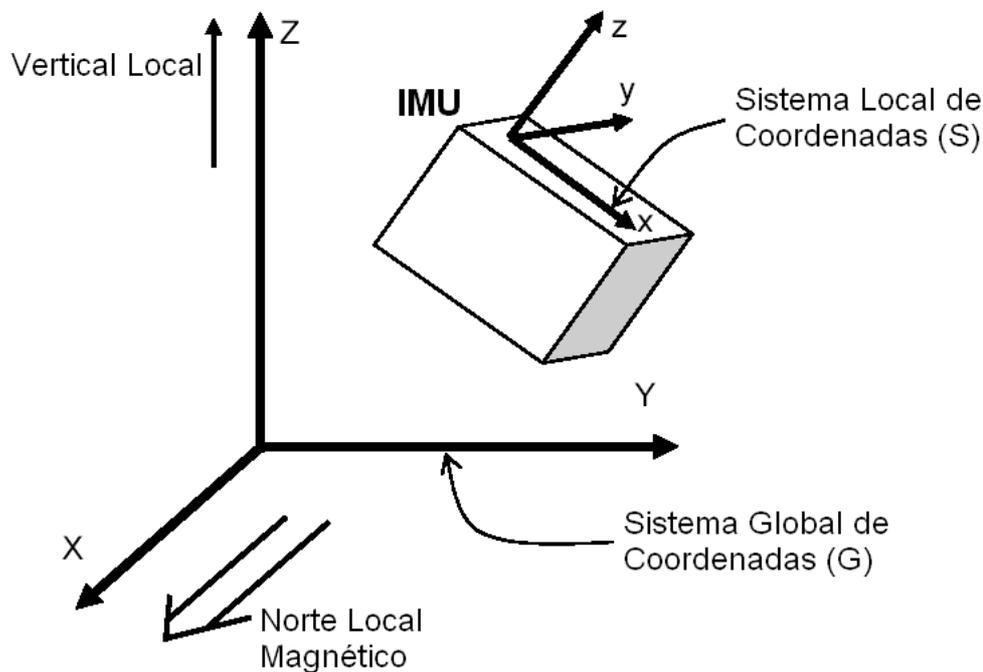


Figura 6.11: Sistemas Coordenados Local y Global para la Unidad Inercial.

Las rotaciones positivas estarán siempre definidas por la regla de la mano derecha (también conocida como regla del sacacorchos). Cuando hablamos de orientación del vehículo, hablamos de la orientación del sistema de referencia local ( $\mathbf{S}$ ) con respecto al sistema de referencia global ( $\mathbf{G}$ ). Esta orientación se puede representar de diferentes formas:

- Por cuaternios
- Por ángulos de Euler (*roll*, *pitch*, y *yaw*)
- Mediante matrices de rotación

Nosotros dispondremos de forma natural de los ángulos de Euler, ya que estos no son más que las medidas finales de orientación de la unidad inercial (figura 4.17), por lo que, siendo equivalentes todas las formas mencionadas de representación de la actitud, e inmediatas las transformaciones entre unas y otras, emplearemos estas medidas como información de la orientación del cuerpo.

Para realizar una rotación definida por los ángulos de Euler debemos multiplicar por la matriz de rotación correspondiente. La matriz de rotación  $\mathbf{R}$  puede definirse en términos de los ángulos de Euler de la siguiente manera:

$\mathbf{R} =$

$$\begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix}, \quad (6.11)$$

siendo  $\psi = yaw$ ,  $\theta = pitch$  y  $\phi = roll$ . Si, para simplificar la notación hacemos

$$\begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a & b & c \\ d & e & f \\ g & h & i \end{bmatrix} \quad (6.12)$$

Podremos afirmar que para rotar un vector definido en  $\mathbf{S}$  a  $\mathbf{G}$ , aplicaremos la matriz  ${}^{GS}\mathbf{R}$ :

$${}^{GS}\mathbf{R} = \begin{bmatrix} a & d & g \\ b & e & h \\ c & f & i \end{bmatrix}, \quad (6.13)$$

mientras que para aplicar a un vector definido en el sistema de referencia global un giro al sistema de referencia local,  ${}^{SG}\mathbf{R}$ , la matriz resultará de la siguiente forma:

$${}^{SG}\mathbf{R} = \begin{bmatrix} a & b & c \\ d & e & f \\ g & h & i \end{bmatrix}, \quad (6.14)$$

pudiendo comprobarse que

$${}^{GS}\mathbf{R} = [{}^{SG}\mathbf{R}]^T. \quad (6.15)$$

### Las observaciones inerciales en el modelo del vehículo

Para el caso de las observaciones derivadas de la odometría, vimos en la sección anterior como no son más que transformaciones geométricas de las variables medidas.

Para la obtención de las observaciones inerciales  $x_c^{INS}$ ,  $y_c^{INS}$  y  $v_c^{INS}$ , debemos realizar en primer lugar la corrección de los errores de las aceleraciones. Posteriormente, las medidas definidas en el sistema de coordenadas local del sensor, deben ser transformadas al sistema global de referencia, y corregidas mediante un modelo gravitacional. A continuación se presentan las ecuaciones necesarias para realizar este proceso.

PASO I: MODELADO DEL ERROR

## Capítulo 6. Diseño de la Solución Propuesta

---

Como vimos en un apartado anterior, la expresión que modela el error en las medidas de los acelerómetros tiene la forma

$$\varepsilon = C_1 \left(1 - e^{-\frac{t}{\tau}}\right) + C_2 \quad (6.16)$$

en la que  $\varepsilon$  representa al error modelado para la medida de la aceleración en el sistema de referencia local del sensor  $\mathbf{S}$  (figura 6.11), y  $C_1$ ,  $C_2$  y  $\tau$  son parámetros calculados según vimos en el apartado dedicado al modelo de error inercial. Las medidas  $a_f$  (*forward*),  $a_l$  (*left*) y  $a_u$  (*up*) se corresponden respectivamente con los ejes  $x$ ,  $y$  y  $z$  del sistema local de la figura 6.11.

Definiendo  $a_{mf}$  la aceleración corregida con el modelo de error tal que

$$a_{mf} = a_f - \varepsilon_{af} \quad (6.17)$$

tendremos

$$a_{mf} = a_f - \left(C_{1_{af}} \left(1 - e^{-\frac{t}{\tau_{af}}}\right) + C_{2_{af}}\right) \quad (6.18)$$

donde  $C_{1_{af}}$ ,  $C_{2_{af}}$  y  $\tau_{af}$  son los parámetros del modelo para el ajuste de  $a_f$  (análogo para  $a_l$  y  $a_u$ ). El vector  $\mathbf{a}_{mb} = (a_{mf} \ a_{ml} \ a_{mu})$  será el vector de las aceleraciones corregidas obtenido a partir del vector  $\mathbf{a}_b = (a_f \ a_l \ a_u)$  de las aceleraciones medidas.

### PASO II: TRANSFORMACIÓN DEL SISTEMA DE COORDENADAS

Para pasar las aceleraciones del *body frame* al *navigation frame* (figura 6.11), debemos aplicar las ecuaciones de transformación de coordenadas previamente vistas. Si definimos el vector de coordenadas  $\mathbf{a}_n = (a_{nx} \ a_{ny} \ a_{nz})$ , la transformación de un vector definido en el sistema de coordenadas local a un sistema de coordenadas global vendrá dada por la matriz de rotación

$${}^{GS}\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (6.19)$$

siendo  $\psi = yaw$ ,  $\theta = pitch$  y  $\phi = roll$ . El vector  $\mathbf{a}_n$  se calculará aplicando la ecuación

$$\mathbf{a}_n = {}^{GS}\mathbf{R} \cdot \mathbf{a}_{mb} \quad (6.20)$$

### PASO III: EL MODELO GRAVITACIONAL

Como vimos, antes de emplear las mediciones inerciales en el filtro debemos aplicar un modelo gravitacional para corregir el efecto de la gravedad de la Tierra. Definiendo el vector de compensation gravitacional  $\mathbf{a}_{gm} = (0 \ 0 \ g)$  referido al sistema de referencia

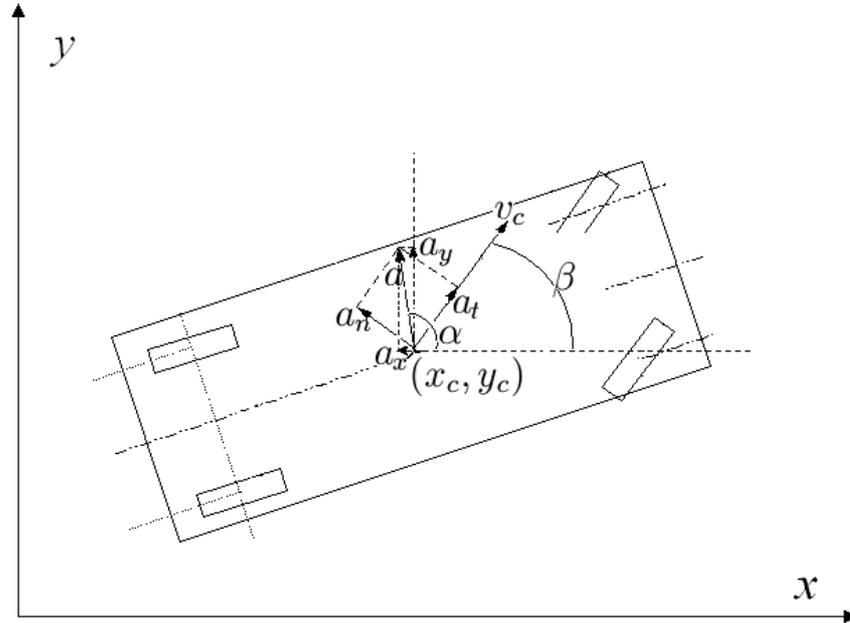


Figura 6.12: Aceleraciones en el modelo del vehículo.

global (con  $g = -9,81m/s^2$ ), podemos afirmar que

$$\mathbf{a} = \mathbf{a}_n - \mathbf{a}_{gm}, \quad (6.21)$$

$$\begin{pmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a_{nx} \\ a_{ny} \\ a_{nz} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{pmatrix} \quad (6.22)$$

siendo el vector  $\mathbf{a} = (a_x \ a_y \ a_z)$  el empleado en las ecuaciones para el cálculo de las observaciones inerciales explicado a continuación.

#### PASO IV: ECUACIONES DE OBSERVACIÓN INERCIALES

El valor de la observaciones  $x_c^{INS}$ ,  $y_c^{INS}$  se obtiene mediante las ecuaciones

$$x_c^{INS}(k+1) = x_c(k) + v_{c_x}(k)T + 0,5 \cdot a_x T^2 \quad (6.23)$$

$$y_c^{INS}(k+1) = y_c(k) + v_{c_y}(k)T + 0,5 \cdot a_y T^2 \quad (6.24)$$

donde  $x_c(k)$ ,  $y_c(k)$  son las variables de estado tras la última actualización,  $T$  es la diferencia entre el tiempo de muestreo de la medida inercial y el tiempo de la última medida que actualizó el estado,  $a_x$ ,  $a_y$  son las medidas de las aceleraciones en el sistema de coordenadas global y las velocidades  $v_{c_x}$ ,  $v_{c_y}$  vienen dadas por las expresiones

$$v_{c_x}(k) = v_c(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \quad (6.25)$$

$$v_{c_y}(k) = v_c(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \quad (6.26)$$

resultando,

$$x_c^{INS}(k+1) = x_c(k) + v_c(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k))T + 0,5 \cdot a_x T^2 \quad (6.27)$$

$$y_c^{INS}(k+1) = y_c(k) + v_c(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k))T + 0,5 \cdot a_y T^2 \quad (6.28)$$

Para el cálculo de la observación  $v_c^{INS}$  emplearemos la expresión

$$v_c^{INS}(k+1) = v_c(k) + a_t^{INS}T \quad (6.29)$$

en la que  $v_c(k)$  es la variable de estado tras la última actualización y  $a_t^{INS}$  representa el módulo de la aceleración tangencial al movimiento del vehículo calculada según las medidas inerciales.

En la figura 6.12 podemos observar un esquema que representa las aceleraciones lineales en el centro geométrico del vehículo. Para el cálculo de  $a_t^{INS}$ , asumiremos que el centro geométrico y el centro de gravedad del vehículo coinciden en el punto de coordenadas  $(x_c, y_c)$ . Llamando  $\alpha$  al ángulo formado por el vector aceleración absoluta en el vehículo  $\mathbf{a}$  y el eje  $x$ , podremos afirmar que

$$\alpha = \arccos\left(\frac{a_x}{a}\right) \quad (6.30)$$

$$a = \sqrt{a_x^2 + a_y^2} \quad (6.31)$$

donde  $a_x, a_y$  son las componentes horizontales del vector  $\mathbf{a}$  y  $a$  su proyección sobre el plano  $xy$ .

Por otra parte, el módulo de la aceleración tangencial se puede calcular como

$$a_t = a \cos(\alpha - \beta) \quad (6.32)$$

donde  $\beta = \theta + \phi_c + s_c$  para facilitar la comprensión de la figura 6.12. Por tanto, la expresión para el cálculo de  $a_t$  será

$$a_t = \sqrt{a_x^2 + a_y^2} \cdot \cos\left(\arccos\left(\frac{a_x}{a}\right) - (\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k))\right) \quad (6.33)$$

quedando finalmente la expresión de la observación  $v_c^{INS}$

$$v_c^{INS}(k+1) = v_c(k) + \sqrt{a_x^2 + a_y^2} \cdot \cos\left(\arccos\left(\frac{a_x}{a}\right) - (\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k))\right)T \quad (6.34)$$

## 6.3 La Fusión Sensorial

### 6.3.1 Introducción

En este capítulo explicaremos el desarrollo del filtro multisensorial para el sistema de navegación. Como vimos al principio del capítulo, el filtro implementado está basado

en un filtro extendido de Kalman y un filtro interactivo multimodelo, ya que se ajusta perfectamente a los requerimientos de nuestro sistema de navegación.

Comenzaremos el capítulo con el desarrollo de las bases teóricas de los filtros de Kalman discretos lineal y no lineal, usados para la estimación del estado de interés y la metodología de un ciclo básico de localización. En el siguiente apartado se explicará el modelo implementado para nuestro sistema de navegación, su arquitectura de integración, comentando sus ventajas e inconvenientes, el ciclo de localización y las consideraciones temporales a realizar en el filtrado.

Finalmente, presentaremos una opción para mejorar los resultados obtenidos mediante el filtro extendido de Kalman en ciertas condiciones adversas, el filtrado multimodelo.

### Planteamiento del problema

El filtro de fusión sensorial más comúnmente empleado es el filtro de Kalman, si bien el término filtro de Kalman no se refiere únicamente a un filtro, sino más bien a una familia de filtros.

Hay cuatro razones típicas que explican el amplio uso de los filtros de Kalman y sus métodos derivados, en sistemas donde una señal (generalmente continua) tiene que estimarse con una secuencia de medidas discretas u observaciones:

- **Filtrado.** En la práctica, todas las formas de medida son susceptibles al ruido. El filtro de Kalman proporciona un medio eficaz de usar medidas ruidosas para estimar el estado de sistemas lineales.
- **Fusión de datos.** Usando ecuaciones apropiadas para cada tipo de medida, el filtro de Kalman mediante la ecuación de observación, combina o fusiona información contenida en el conjunto heterogéneo de medidas.
- **Predicción.** El filtro puede hacer predicciones estimando variables de estado no medibles directamente.
- **Calibración.** Generalmente el filtro de Kalman suele presentarse como una forma de estimar valores de variables estocásticas de sistemas lineales, cuyos parámetros del sistema tienen valores conocidos. Además, el filtro puede utilizarse para estimar tanto estados del sistema como parámetros del mismo.

El filtro de Kalman es un método recursivo que permite obtener una estimación lineal de mínima varianza del estado de un sistema dinámico lineal, partiendo de observaciones imprecisas, bajo la hipótesis de errores gaussianos [12].

Un filtro de Kalman permite estimar el estado de un sistema dinámico lineal, a partir de un conjunto de medidas del mismo, considerando que tanto la dinámica del sistema como las medidas estarán sometidas a ruidos o imprecisiones. Las técnicas asociadas a los filtros de Kalman han sido muy usadas para resolver problemas de posicionamiento tales como seguimiento de misiles, tráfico aéreo, navegación de barcos, aviones, y vehículos en general [16] [40].

### El ciclo básico de estimación de Kalman

El funcionamiento de los filtros de Kalman se basa en dos modelos distintos:

- Modelos de planta: describen como varía la posición del vehículo en función de las entradas de control. La salida de éstos es el estado en el instante siguiente, dado el estado actual y la entrada al sistema.
- Modelos de medida: utilizan información proveniente del sistema sensorial exteroceptivo y la posición de elementos del entorno reconocibles, con una estimación del error de la medida. En general, proporcionan la salida del sistema (o medida predicha) para un estado y entrada al sistema dados.

El ciclo de estimación para el instante  $k + 1$  se compone de dos fases: *predicción*, en la que se calcula una primera estimación del estado en el instante  $k + 1$  a partir de la estimación  $k$ , utilizando el modelo dinámico del sistema, y *actualización*, en la que se calcula una estimación utilizando la medida obtenida en el instante  $k + 1$ , teniendo en cuenta el modelo de medida. En la figura 6.13 puede verse un esquema de un filtro de Kalman para un sistema discreto.

Las ecuaciones de Kalman, aunque están desarrolladas para sistemas lineales, pueden utilizarse también para el caso de sistemas no lineales mediante una aproximación lineal. La forma habitual de linealizar el sistema es mediante las series de expansión de Taylor de primer o segundo orden de la función no lineal (ecuación de predicción del estado o de la medida). Esta aproximación se conoce como filtro de Kalman generalizado o extendido (EKF). En la figura 6.14 se puede ver el ciclo de estimación de un filtro de Kalman extendido.

En un EKF, la linealización se puede hacer, bien en la estimación del último estado, o bien a lo largo de una trayectoria pre-calculada basada en un escenario, permitiendo esta última el cálculo *off-line* de la ganancia y covarianza.

El filtro de Kalman extendido, es un estimador subóptimo, es decir, los valores estimados que se obtienen son aproximaciones de la media condicional y la covarianza del error que corresponderían a la estimación óptima de mínima varianza. El uso de series de expansión puede introducir errores no modelados que violan las asunciones básicas acerca de los errores de predicción: ruido blanco con varianza igual a la computada por el algoritmo.

En general, una transformación no lineal puede introducir un *bias* en la estimación. Además, las expansiones confían en Jacobianos o Hessianos calculados en el estado estimado (en lugar del estado real) y rechaza los términos de mayor orden de la serie, por lo que no siempre estas expansiones son precisas. Como consecuencia, el EKF es muy sensible a la precisión de las medidas iniciales.

En un filtro de Kalman (KF), el cálculo de las covarianzas es independiente del estado, y por tanto puede calcularse *off-line*. En un EKF, el cálculo de las covarianzas no está desacoplado del cálculo en la estimación del estado, por lo que no se puede hacer en general *off-line*.

Teniendo en cuenta los problemas ocasionados por la linealización, para mejorar la estimación obtenida por un EKF se pueden usar una serie de técnicas de compensación:

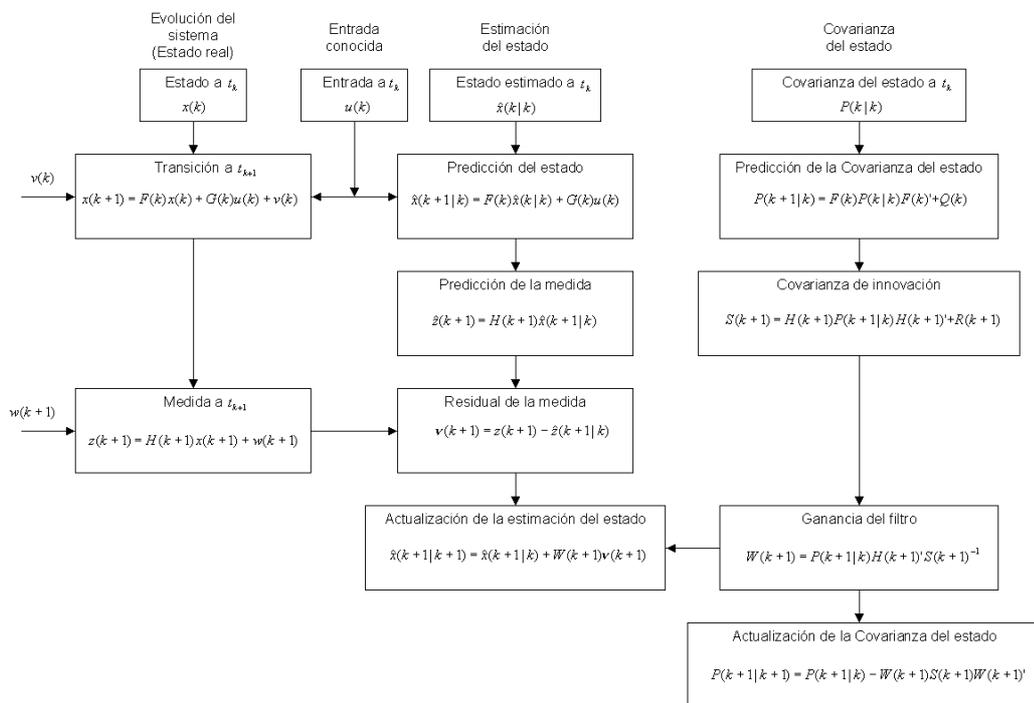


Figura 6.13: Esquema del filtro de Kalman.

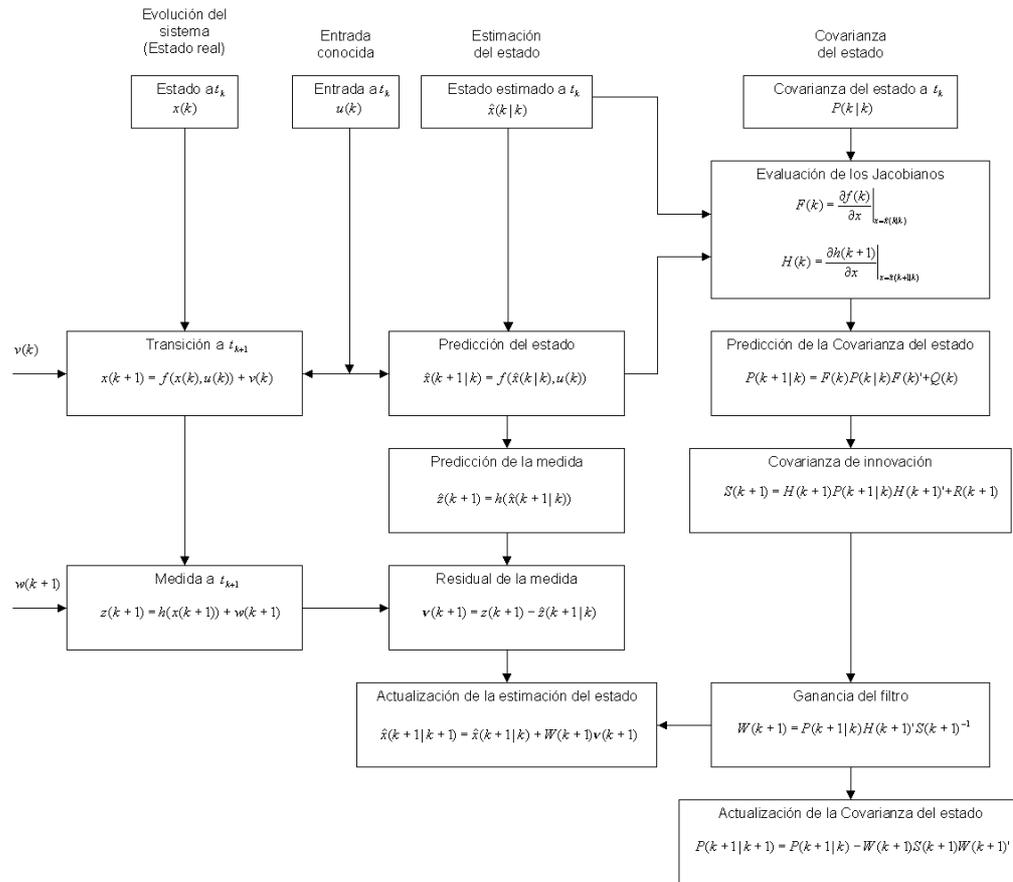


Figura 6.14: Esquema del filtro de Kalman extendido.

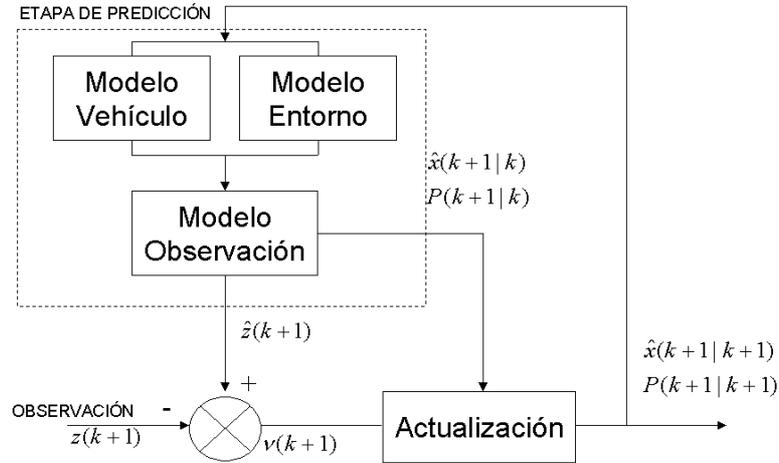


Figura 6.15: Ciclo básico de localización con un filtro de Kalman.

- Usar los términos de segundo orden para las series de expansión, aunque esto tampoco garantiza que se puedan compensar adecuadamente los errores.
- Utilizar “ruido artificial”, es decir, incrementar el valor de las matrices  $Q(k)$  y/o  $R(k+1)$ , o directamente incrementar la covarianza calculada por el filtro, para compensar los errores no modelados.
- Usar integración numérica para predecir el estado en vez de las series de expansión.
- Por último, usar un filtro de Kalman iterado (IEKF), el cuál hace una estimación de máxima verosimilitud en la etapa de actualización (esto equivale a una relinealización).

Una vez analizado el uso de un filtro de Kalman como herramienta de estimación de la posición del vehículo, y hecho un balance de los posibles problemas que pueden ocurrir, el paso siguiente es plantear el ciclo de localización.

El proceso de localización se resume en la figura 6.15. Dada la estimación de la posición a posteriori del vehículo en un tiempo  $k$  expresada como  $\hat{\mathbf{x}}(k|k)$ , con una covarianza de la estimación  $P(k|k)$ , la entrada de control  $\mathbf{u}(k)$ , y el conjunto de observaciones  $\mathbf{z}(k+1)$  del mapa  $M^g(k)$ , se calcula la nueva estimación a posteriori  $\hat{\mathbf{x}}(k+1|k+1)$  y su covarianza  $P(k+1|k+1)$ .

Como se ha visto en la sección anterior se trata de, utilizando un conjunto de sensores, y empleando un filtro de Kalman extendido como herramienta, fusionar la información dada por todos los sensores, y con ella estimar la posición del vehículo de forma precisa.

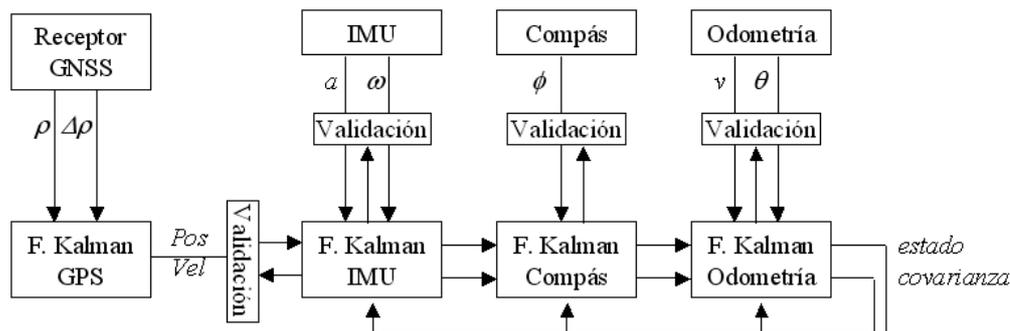


Figura 6.16: Arquitectura de integración del filtro EKF implementado.

### 6.3.2 Implementación del Filtro Extendido de Kalman

En este apartado dedicado al filtro implementado en el sistema de navegación y basado en el filtro extendido de Kalman, presentaremos la arquitectura diseñada, el ciclo de localización y discutiremos algunas consideraciones temporales que conviene considerar.

#### Arquitectura de integración

Vimos en el capítulo 5 las diferencias entre una arquitectura de integración fuertemente acoplada, débilmente acoplada y desacoplada. No existe una única solución que funcione mejor que las demás en cada aplicación. Así pues, dependiendo del tipo de aplicación, debemos plantearnos que arquitectura ofrece mayores ventajas. En nuestro caso, contamos con un sistema de navegación multisensorial con sensores funcionando a frecuencias de trabajo muy distintas. En principio, la solución será la combinación de la información procedente de un sensor GNSS, sensores inerciales, un compás electrónico, encoders en las ruedas del vehículo y un giróscopo en el volante del vehículo. Sin embargo, un objetivo fundamental de las investigaciones realizadas es la selección de un sistema de navegación de mínimo coste, por lo que la posibilidad de suprimir algún sensor de tipo redundante para alguna aplicación específica debe ser contemplada. Por esta razón y las ya comentadas al inicio del capítulo montaremos una arquitectura de integración multisensorial débilmente acoplada.

La figura 6.16 muestra la arquitectura empleada para integrar los distintos sensores. En primer lugar el receptor GNSS interpreta las tramas GPS y EGNOS. Las entradas al receptor serán las medidas de pseudodistancia y los errores Doppler (ver capítulo 3). Si bien se han realizado investigaciones acerca de los algoritmos de corrección de coordenadas y filtrado de las medidas en el propio receptor, no se consideraron relevantes para los objetivos de esta tesis, por lo que asumiremos que partimos de las posiciones y velocidades GNSS directamente, como observaciones naturales del sensor GNSS. Estas observaciones deberán ser validadas antes de ser integradas en el proceso de filtrado. Para el proceso de validación de las medidas procedentes del sensor GNSS se pueden tomar en cuenta numerosas figuras de mérito de la salida GNSS, tales como el factor de calidad de la posición  $HPL_{SBAS}$ , basado en errores reales en el rango de medidas servidas por EGNOS. El actual esfuerzo por maximizar la integridad de las posiciones

GNSS, especialmente a través de EGNOS y el futuro GALILEO nos anima a pensar en el empleo de estas figuras de mérito en el futuro. Sin embargo, en la actualidad no cumplen los requisitos necesarios relativos al tiempo de respuesta y la disponibilidad del valor. Para la validación de las medidas GNSS empleamos un algoritmo de Nyquist como el que explicaremos en el apartado dedicado a la validación dentro del ciclo de localización del vehículo. Los umbrales de validación tomarán en cuenta la calidad de la respuesta distinguiendo entre salida *Single GPS* y EGNOS, de mayor calidad.

Por su parte, las tramas SISNeT son correcciones de la posición GNSS vía Internet, idénticas a las correcciones EGNOS que un receptor preparado puede captar a través del satélite geoestacionario. Así pues, desde el punto de vista de la arquitectura de integración, las asumiremos como un nodo de entrada al propio receptor GNSS.

Las medidas captadas en la unidad de medidas inerciales son las aceleraciones y velocidades de giro en el sistema local de referencia. En este capítulo ya se comentaron las transformaciones necesarias para el empleo de estas medidas en el filtrado. El proceso de validación de las medidas inerciales se realiza mediante un algoritmo simple de chequeo de la transmisión. El valor de la orientación dado por el compás electrónico puede ir acompañado por un valor de calidad de esta medida. Este factor de calidad se basa en mediciones de ruido electromagnético en el compás, por lo que emplea la propia fuente de errores para su detección. Por último, los valores de velocidades de giro en las ruedas son validados mediante una sencilla comparación entre ellos.

Además de los procesos específicos comentados, todas las observaciones deben superar un algoritmo de Nyquist como el que presentaremos antes de ser empleadas en el proceso de filtrado.

Las observaciones validadas serán fusionadas con el resto en el momento en el que llegue una nueva observación, como comentaremos en el próximo apartado.

#### Consideraciones Temporales

El filtro de localización se ejecutará cada vez que se recoja una medida nueva, lo que presenta ciertas ventajas. Si bien es cierto que cuanto mayor sea su frecuencia menores son los errores en el tiempo de muestreo (según demuestran los estudios como el llevado a cabo por Albertos en [41]), se ha podido comprobar que no supone ninguna ventaja ejecutar el filtro a mayor frecuencia (y únicamente en su fase de predicción, ya que no existirían observaciones procedentes de los sensores). Este sobremuestro provoca un aumento de la covarianza del estado sin ninguna repercusión útil en la información ofrecida al usuario. Si tomamos en cuenta que algunos sensores se ejecutan a frecuencias en torno a los 100 Hz., podemos afirmar sin dudar, que ningún usuario podría apreciar cambio alguno en la salida del filtro a frecuencias mayores, por lo que podemos prescindir de las consideraciones relativas a la presentación de datos al usuario para el establecimiento de la frecuencia de funcionamiento. Por su parte, los resultados obtenidos ejecutando el filtro a una frecuencia uno o varios órdenes de magnitud mayor que la mayor frecuencia de trabajo de los sensores, nos confirman que el filtro funciona de manera menos fiable.

Por su parte, por muy constante que sea la frecuencia de adquisición de datos y por muy fiable que sea nuestro reloj, siempre existirán imprecisiones y desincronizaciones

## Capítulo 6. Diseño de la Solución Propuesta

---

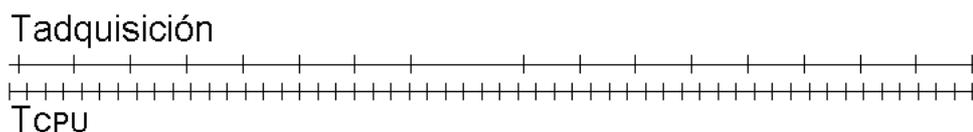


Figura 6.17: Ejemplo comparativo del reloj de una CPU más lenta y uno de los relojes de los sensores.

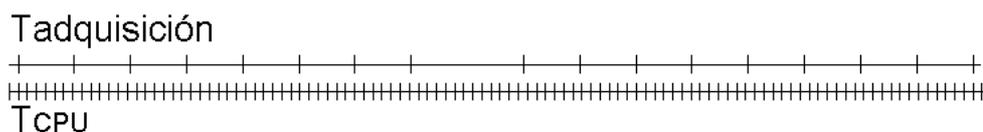


Figura 6.18: Ejemplo comparativo del reloj de una CPU más rápida y uno de los relojes de los sensores.

de la señal de reloj. En las pruebas realizadas hasta la fecha, se tomó como reloj de referencia el reloj de la CPU del PC. Este es un reloj de cristal de cuarzo convencional. El parámetro tiempo es muy importante en el proceso del filtrado pues, por ejemplo, un error de una centésima a 40 m/s pueden suponer 40 cm de error en el posicionamiento (simplemente debidos al reloj del sistema). En la implementación real del sistema el reloj a utilizar será el reloj procedente del satélite GPS (o GALILEO, que dispondrá de relojes de mayor precisión). En los momentos en que no percibamos la señal del satélite el reloj del receptor (un cristal de cuarzo convencional) realizará las funciones de reloj principal. Cuando se reciba señal GPS, se corregirá el tiempo con las medidas de los relojes atómicos de los satélites corregidas además desde las estaciones de tierra. Por tanto, cada vez que recibamos una trama GPS, obtendremos uno de los tiempos de referencia más precisos disponibles por un sistema de navegación. Como, en principio, estas medidas se realizarán cada segundo, las derivas del reloj nunca serán excesivas. De esta manera, conseguimos una cota de error en el reloj de cálculo del sistema evitando que la medida derive y se incrementen los errores debidos al factor tiempo. Por su parte, el reloj de muestreo deberá poseer una frecuencia notablemente mayor que la mayor de las frecuencias de adquisición. En la figuras 6.17 y 6.18 se pone de manifiesto este punto de interés.

En ambas figuras se observa como los eventos no ocurren exactamente en el mismo instante. Además, algunos períodos de adquisición pueden quedar sin medida, como se ve en las figuras, por ejemplo por el hecho de que una medida no sea considerada válida. Sin embargo, el error cometido por el reloj de la figura 6.18 será menor que el de la figura anterior. Cuanto mayor sea la frecuencia de adquisición de la CPU, más reduciremos el error cometido por la desincronización de ambos. Este fenómeno también se puede corregir con postprocesado mediante interpolaciones pero la característica de tiempo real de nuestro sistema de navegación nos hace descartar esta opción.

Existen además numerosos trabajos dedicados a analizar las latencias de las medidas

GPS. No siendo objetivo clave de esta tesis doctoral su estudio, dejamos este campo para las futuras investigaciones del grupo.

### El Ciclo de Localización del Vehículo

En este apartado explicaremos el ciclo básico de localización del vehículo definiendo la cinemática del mismo mediante dos modelos, rectilíneo y curvilíneo. Desarrollaremos las ecuaciones necesarias para ambos modelos, sentando así las bases del algoritmo multimodelo. Las ecuaciones que describen el modelo son las presentadas en este mismo capítulo en la sección dedicada a los modelos en el vehículo. Estos modelos, serán ahora los empleados en el ciclo de localización.

Podemos apreciar las principales fases del ciclo de ejecución del filtro en el flujograma de la figura 6.19. En la fase de inicialización, se arranca el sistema de navegación, se establecen las comunicaciones con los dispositivos, se escriben los valores de los parámetros del vehículo y del filtro, y se inicializan las variables de estado. En el caso de emplear la aplicación AVANT en modo completo (incluyendo sus herramientas de visualización y presentación de datos al usuario), se arranca la aplicación interfaz de usuario (apéndice A). Como vimos en el apartado dedicado a las consideraciones temporales, sólo en el caso de que existan medidas nuevas se ejecutarán las fases de predicción y observación, validación y actualización. En la fase de predicción y observación, realizaremos la predicción del estado y su covarianza y realizaremos las transformaciones necesarias en las medidas procedentes de los sensores para obtener las denominadas observaciones en el filtro. Una vez conocemos la predicción del estado y su covarianza y las observaciones del sistema de navegación, validaremos estas observaciones, comparándolas con las respuestas esperadas. En el caso de rechazar una observación, no se actualizará el estado mediante dicha observación y el ciclo comenzaría de nuevo. Si una observación es considerada como válida, se actualizará el estado y la covarianza con dicha observación, empleando el nuevo vector de estado y su matriz de covarianzas en la siguiente fase de predicción. Finalmente, se seleccionarán los datos que más pueden interesar al usuario y además de las herramientas de visualización que comentaremos, se escribirán todas las variables consideradas de interés en archivos de texto de carácter permanente.

Conviene aclarar que la fase de actualización, si bien aparece representada en el esquema como única, se ejecutaría de forma independiente según las observaciones de que dispongamos. Esto es, si por ejemplo en el instante en el que nos encontramos disponemos de nuevas medidas inerciales, pero no de nuevas medidas GNSS, únicamente actualizaremos el estado con las medidas inerciales.

#### LA FASE DE PREDICCIÓN Y OBSERVACIÓN

##### *Predicción de Estado*

En la sección 6.2 se presentaron los modelos utilizados para nuestro vehículo automóvil. Estos modelos recurrentes son ahora utilizados para realizar la predicción del estado. Teniendo en cuenta las ecuaciones que modelan el sistema (ecuaciones 6.1 y

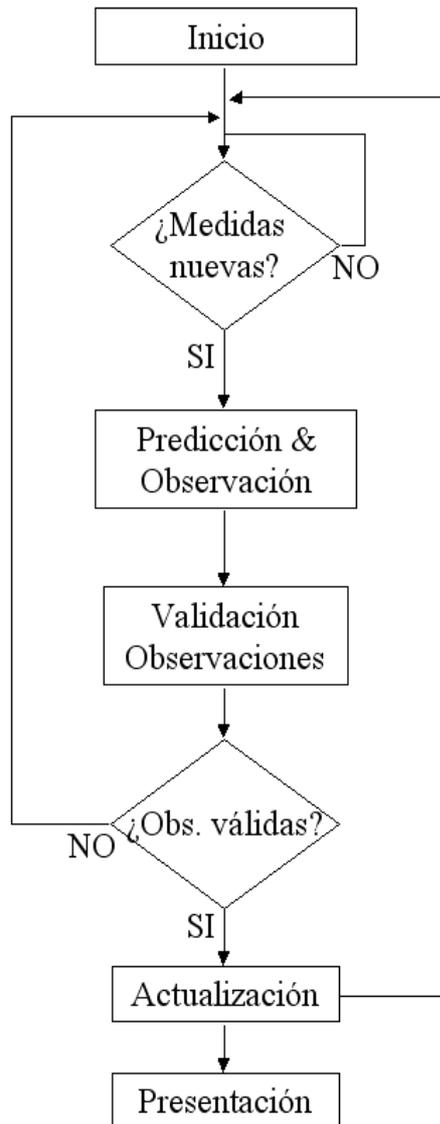


Figura 6.19: Flujograma que representa el ciclo básico de ejecución del filtro.

6.4), expresadas de forma abreviada como:

$$\mathbf{x}(k+1) = f(\mathbf{x}(k)) + G(\mathbf{x}(k))v(k) \quad v(k) \sim N(0, Q(k)) \quad (6.35)$$

donde  $v(k)$  se considera como ruido blanco de varianza  $Q(k)$ , la ecuación de predicción del estado puede expresarse de forma abreviada como:

$$\hat{\mathbf{x}}(k+1|k) = f(\hat{\mathbf{x}}(k|k)) \quad (6.36)$$

donde la función  $f$  representa la matriz de transición, que para el modelo utilizado en recta (ecuación 6.1) viene dada por:

$$f(\mathbf{x}(k)) = \begin{bmatrix} x_c(k) + Tv_c(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) - 0,5T^2v_c(k)\dot{\theta}(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\ y_c(k) + Tv_c(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) + 0,5T^2v_c(k)\dot{\theta}(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\ \theta(k) + T\dot{\theta}(k) \\ \dot{\theta}(k) \\ v_c(k) \\ \phi_c(k) \\ s_c(k) \end{bmatrix} \quad (6.37)$$

De la misma forma, para el modelo utilizado en curvas pronunciadas (ecuación 6.4), la función de transición viene dada por:

$$f(\mathbf{x}(k)) = \begin{bmatrix} x_c(k) + Tv_c(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) - 0,5T^2v_c(k)\dot{\theta}(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\ y_c(k) + Tv_c(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) + 0,5T^2v_c(k)\dot{\theta}(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\ \theta(k) + T\dot{\theta}(k) \\ \dot{\theta}(k) \\ v_c(k) \\ \phi_c(k) + T\dot{\phi}_c(k) \\ \dot{\phi}_c(k) \\ s_c(k) \end{bmatrix} \quad (6.38)$$

Por otro lado, la matriz de covarianza de la predicción del estado  $P(k+1|k)$  se calcula según:

$$P(k+1|k) = F_x(k)P(k|k)F_x^T(k) + G(k)Q(k)G(k)^T \quad (6.39)$$

donde  $G(k)$  es la matriz de ganancia que multiplica al vector de ruido  $v(k)$ , y que viene dada para el modelo de recta (ecuación 6.37) por las siguientes términos:

$$\begin{aligned}G(1,2) &= 0,5T^2 \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\G(2,2) &= 0,5T^2 \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\G(3,1) &= 0,5T^2 \\G(4,1) &= G(5,2) = G(6,3) = G(7,4) = T\end{aligned}\tag{6.40}$$

y para el modelo en curvas (ecuación 6.38):

$$\begin{aligned}G(1,2) &= 0,5T^2 \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\G(2,2) &= 0,5T^2 \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\G(3,1) &= 0,5T^2 \\G(6,3) &= 0,5T^2 \\G(4,1) &= G(5,2) = G(7,3) = G(8,4) = T\end{aligned}\tag{6.41}$$

Por último,  $F_x(k)$  es el jacobiano de la matriz de transición de estado respecto al estado:

$$F_x(k) = \left. \frac{\partial f(\mathbf{x}(k))}{\partial \mathbf{x}(k)} \right|_{\mathbf{x}=\hat{\mathbf{x}}(k|k)}\tag{6.42}$$

resolviendo por términos nos queda para el caso de la ecuación 6.37:

$$\begin{aligned}
 F_x(1,3) &= \frac{\partial x_c(k+1)}{\partial \theta(k)} = -Tv_c(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad -0,5T^2\dot{\theta}(k)v_c(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 F_x(1,4) &= \frac{\partial x_c(k+1)}{\partial \dot{\theta}(k)} = -0,5T^2v_c(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 F_x(1,5) &= \frac{\partial x_c(k+1)}{\partial v_c(k)} = T \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad -0,5T^2\dot{\theta}(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 F_x(1,6) &= \frac{\partial x_c(k+1)}{\partial \phi_c(k)} = -Tv_c(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad -0,5T^2\dot{\theta}(k)v_c(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 F_x(1,7) &= \frac{\partial x_c(k+1)}{\partial s_c(k)} = -Tv_c(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad -0,5T^2\dot{\theta}(k)v_c(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 F_x(2,3) &= \frac{\partial y_c(k+1)}{\partial \theta(k)} = Tv_c(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \quad (6.43) \\
 &\quad -0,5T^2\dot{\theta}(k)v_c(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 F_x(2,4) &= \frac{\partial y_c(k+1)}{\partial \dot{\theta}(k)} = 0,5T^2v_c(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 F_x(2,5) &= \frac{\partial y_c(k+1)}{\partial v_c(k)} = T \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad +0,5T^2\dot{\theta}(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 F_x(2,6) &= \frac{\partial y_c(k+1)}{\partial \phi_c(k)} = Tv_c(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad -0,5T^2\dot{\theta}(k)v_c(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 F_x(2,7) &= \frac{\partial y_c(k+1)}{\partial s_c(k)} = Tv_c(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad -0,5T^2\dot{\theta}(k)v_c(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 F_x(3,4) &= \frac{\partial \theta(k+1)}{\partial \dot{\theta}(k)} = T \\
 F_x(i,i) &= \frac{\partial x_i(k+1)}{\partial x_i(k)} = 1 \quad i = 1,7
 \end{aligned}$$

donde el resto de términos no nombrados valen 0.

Para el caso de modelo en curva dado por la ecuación 6.38,  $F_x(k)$  viene dado:

$$\begin{aligned}
 F_x(1,3) &= \frac{\partial x_c(k+1)}{\partial \theta(k)} = -Tv_c(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad -0,5T^2\dot{\theta}(k)v_c(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 F_x(1,4) &= \frac{\partial x_c(k+1)}{\partial \dot{\theta}(k)} = -0,5T^2v_c(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 F_x(1,5) &= \frac{\partial x_c(k+1)}{\partial v_c(k)} = T \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad -0,5T^2\dot{\theta}(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 F_x(1,6) &= \frac{\partial x_c(k+1)}{\partial \phi_c(k)} = -Tv_c(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad -0,5T^2\dot{\theta}(k)v_c(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 F_x(1,8) &= \frac{\partial x_c(k+1)}{\partial s_c(k)} = -Tv_c(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad -0,5T^2\dot{\theta}(k)v_c(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 F_x(2,3) &= \frac{\partial y_c(k+1)}{\partial \theta(k)} = Tv_c(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \quad (6.44) \\
 &\quad -0,5T^2\dot{\theta}(k)v_c(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 F_x(2,4) &= \frac{\partial y_c(k+1)}{\partial \dot{\theta}(k)} = 0,5T^2v_c(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 F_x(2,5) &= \frac{\partial y_c(k+1)}{\partial v_c(k)} = T \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad +0,5T^2\dot{\theta}(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 F_x(2,6) &= \frac{\partial y_c(k+1)}{\partial \phi_c(k)} = Tv_c(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad -0,5T^2\dot{\theta}(k)v_c(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 F_x(2,8) &= \frac{\partial y_c(k+1)}{\partial s_c(k)} = Tv_c(k) \cos(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 &\quad -0,5T^2\dot{\theta}(k)v_c(k) \sin(\theta(k) + \phi_c(k) + s_c(k)) \\
 F_x(3,4) &= \frac{\partial \theta(k+1)}{\partial \dot{\theta}(k)} = T \\
 F_x(6,7) &= \frac{\partial \phi_c(k+1)}{\partial \dot{\phi}_c(k)} = T \\
 F_x(i,i) &= \frac{\partial x_i(k+1)}{\partial x_i(k)} = 1 \quad i = 1,8
 \end{aligned}$$

donde también el resto de términos no nombrados valen 0.

Por último, la matriz  $Q(k)$  de ruido en la planta corresponde a una matriz diagonal de 4x4 (suponemos independencia entre las variables), con la varianza de cada una de las variables del vector  $v(k)$  en cada modelo, que se asumen que sean ruido blanco.

$$Q(k) = \text{diag}[\sigma_{\ddot{\theta}}(k), \sigma_{\dot{v}_c}(k), \sigma_{\dot{\phi}_c}(k), \sigma_{\dot{s}_c}(k)] \quad (6.45)$$

y para curva

$$Q(k) = \text{diag}[\sigma_{\ddot{\theta}}(k), \sigma_{\dot{v}_c}(k), \sigma_{\ddot{\phi}_c}(k), \sigma_{\dot{s}_c}(k)] \quad (6.46)$$

Para calcular el valor de estas varianzas se tiene que tener en cuenta las posibilidades dinámicas de movimiento del vehículo. Además, puede realizarse un ajuste automático de estas varianzas (niveles de ruido en el proceso), en función de las distintas dinámicas del sistema (velocidad constante, bajas y altas transiciones de velocidad) [35].

#### *Creación de los vectores de observación*

Consideramos observaciones del sistema:

- Coordenadas UTM procedentes del sensor GNSS. La antena se encuentra situada en la vertical del centro geométrico del vehículo, por lo que definiremos directamente estas medidas como  $x_c^{GPS}(k)$ ,  $y_c^{GPS}(k)$ .
- Coordenadas UTM procedentes de las medidas inerciales, calculadas como vimos en el apartado dedicado a las observaciones inerciales:  $x_c^{INS}(k)$ ,  $y_c^{INS}(k)$ .
- Orientación longitudinal del vehículo–norte, valor calculado por el compás electrónico:  $\theta^{CMP}(k)$
- De la odometría, la velocidad angular del vehículo, su velocidad lineal en el centro geométrico y la expresión del ángulo de la velocidad:  $\dot{\theta}^{ODO}(k)$ ,  $v_c^{ODO}(k)$  y  $\phi_c^{ODO}(k)$ .
- Velocidad en el centro geométrico según los sensores inerciales,  $v_c^{INS}(k)$ .

Como vemos, aparentemente existen algunas observaciones redundantes. Esto, además de permitirnos efectuar con mayor garantías la fase de validación de las observaciones, nos ofrecerá una respuesta íntegra incluso en los casos de pérdida de la información procedente de algún sensor.

Por la característica multifrecuencia del sistema sensorial, y como comentamos en el apartado dedicado a las consideraciones temporales, definiremos tantos vectores de observaciones como sistemas sensoriales. Así pues tendremos:

- $\mathbf{z}^{GPS}(k) = [x_c^{GPS}(k) \ y_c^{GPS}(k)]$
- $\mathbf{z}^{INS}(k) = [x_c^{INS}(k) \ y_c^{INS}(k) \ v_c^{INS}(k)]$
- $\mathbf{z}^{ODO}(k) = [\dot{\theta}^{ODO}(k) \ v_c^{ODO}(k) \ \phi_c^{ODO}(k)]$
- $\mathbf{z}^{CMP}(k) = [\theta^{CMP}(k)]$

## Capítulo 6. Diseño de la Solución Propuesta

Por motivos eminentemente prácticos, continuaremos explicando el desarrollo del filtro notando,  $\mathbf{z}(k) = [\mathbf{z}^{GPS}(k) \mathbf{z}^{INS}(k) \mathbf{z}^{ODO}(k) \mathbf{z}^{CMP}(k)]$ , quedando el vector observación de la siguiente forma:

$$\mathbf{z}(k) = \begin{bmatrix} x_c^{GPS}(k) & y_c^{GPS}(k) & x_c^{INS}(k) & y_c^{INS}(k) & \theta^{CMP}(k) \\ \dot{\theta}^{ODO}(k) & v_c^{ODO}(k) & v_c^{INS}(k) & \phi_c^{ODO}(k) \end{bmatrix}^T \quad (6.47)$$

La ecuación del modelo de medidas tendrá ahora la forma

$$\mathbf{z}(k) = H \cdot \mathbf{x}(k) + \omega(k) \quad \omega(k) \sim N(0, R(k)) \quad (6.48)$$

y la relación entre el estado y las medidas es lineal y constante (matriz  $H$ ). Teniendo en cuenta este modelo, la ecuación de predicción puede expresarse como:

$$\hat{\mathbf{z}}(k+1) = H \cdot \hat{\mathbf{x}}(k+1|k) \quad (6.49)$$

siendo la matriz  $H$  para el modelo en curva:

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (6.50)$$

Para el modelo cinemático en recta, la matriz  $H$  es la indicada arriba menos la última columna.

### VALIDACIÓN

Una vez obtenida el conjunto de medidas  $\mathbf{z}(k+1)$ , la innovación viene dada por la expresión:

$$\nu(k+1) = \mathbf{z}(k+1) - \hat{\mathbf{z}}(k+1) = \begin{bmatrix} x_c^{GPS}(k+1) \\ y_c^{GPS}(k+1) \\ x_c^{INS}(k+1) \\ y_c^{INS}(k+1) \\ \theta^{CMP}(k+1) \\ \dot{\theta}^{ODO}(k+1) \\ v_c^{ODO}(k+1) \\ v_c^{INS}(k+1) \\ \phi_c^{ODO}(k+1) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \hat{x}_c(k+1|k) \\ \hat{y}_c(k+1|k) \\ \hat{x}_c(k+1|k) \\ \hat{y}_c(k+1|k) \\ \hat{\theta}(k+1|k) \\ \hat{\dot{\theta}}(k+1|k) \\ \hat{v}_c(k+1|k) \\ \hat{v}_c(k+1|k) \\ \hat{\phi}_c(k+1|k) \end{bmatrix} \quad (6.51)$$

La región de validación ahora se calcula siguiendo una distribución  $\chi^2$ , de grados de libertad parametrizables según las características de cada sensor, calculándose según:

$$\nu_{ij}^T(k+1)S_{ij}^{-1}(k+1)\nu_{ij}(k+1) \leq g^2 \quad (6.52)$$

La expresión anterior representa un elipsoide de probabilidad, y se suele denominar en la literatura como NIS (*Normalized Innovation Squared*) [35]. El umbral  $g$  representa el número de sigmas (desviaciones estándar) de la región.

La covarianza de innovación de la medida  $i$  y la predicción de la medida  $j$  se calcula como:

$$S_{ij}(k+1) = H_i P(k+1|k) H_i^T + R_i(k+1) \quad (6.53)$$

El cálculo de la incertidumbre en la medida  $R_i(k+1)$  para el caso de las medidas del GNSS y compás, puesto que se trata de las mismas variables que en el estado, vienen dadas directamente por las varianzas de estas medidas. Los valores de las incertidumbres para las observaciones procedentes de medidas inerciales, se obtienen heurísticamente, mediante pruebas estáticas análogas a las realizadas para obtener los modelos de error de los sensores inerciales.

Para el caso de las observaciones derivadas de la odometría ( $v_c^{ODO}(k+1)$ ,  $\phi_c^{ODO}(k+1)$  y  $\dot{\theta}^{ODO}(k+1)$ ), las variables obtenidas son transformaciones geométricas de las variables de medida  $v_{fl}(k+1)$  y  $\delta_{fl}(k+1)$  (velocidad y ángulo de la rueda delantera izquierda), y por tanto para el cálculo de las incertidumbres deben ser transformadas igualmente. Puesto que se trata de ecuaciones no lineales y acopladas entre sí, se usa la aproximación de Taylor de primer orden, utilizando pues el Jacobiano de la transformación.

Como se dedujo en el capítulo anterior, para el vehículo *SantAnt*, las ecuaciones no lineales que relacionan las variables odométricas son:

$$\begin{aligned} \dot{\theta}^{ODO}(k) &= v_{fl}(k) \frac{\sin(\delta_{fl}(k))}{l} \\ v_c^{ODO}(k) &= v_{fl}(k) \frac{\cos(\Delta - \delta_{fl}(k))}{\cos(\Delta - \phi_c(k) - s_c(k))} \\ \phi_c^{ODO}(k) &= \arctan\left(\frac{l \cdot \tan(\delta_{fl}(k))}{2l + b \cdot \tan(\delta_{fl}(k))}\right) - s_c(k) \end{aligned} \quad (6.54)$$

el Jacobiano de las ecuaciones anteriores viene dado por:

$$\Gamma(k) = \frac{\partial(\dot{\theta}^{ODO}(k), v_c^{ODO}(k), \phi_c^{ODO}(k))}{\partial(\delta_{fl}(k), v_{fl}(k))} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \dot{\theta}^{ODO}(k)}{\partial \delta_{fl}(k)} & \frac{\partial \dot{\theta}^{ODO}(k)}{\partial v_{fl}(k)} \\ \frac{\partial v_c^{ODO}(k)}{\partial \delta_{fl}(k)} & \frac{\partial v_c^{ODO}(k)}{\partial v_{fl}(k)} \\ \frac{\partial \phi_c^{ODO}(k)}{\partial \delta_{fl}(k)} & \frac{\partial \phi_c^{ODO}(k)}{\partial v_{fl}(k)} \end{bmatrix} \quad (6.55)$$

donde

$$\begin{aligned}
 \Gamma(1,1) &= v_{fl}(k) \frac{\cos(\delta_{fl}(k))}{l} \\
 \Gamma(1,2) &= \frac{\sin(\delta_{fl}(k))}{l} \\
 \Gamma(2,1) &= \frac{v_{fl}(k) \sin(\Delta - \delta_{fl}(k))}{\cos(\Delta - \phi_c(k) - s_c(k))} \\
 &+ \frac{v_{fl}(k) \sin(\Delta - \phi_c(k) - s_c(k)) \frac{\partial \phi_c(k)}{\partial \delta_{fl}(k)} \cos(\Delta - \delta_{fl}(k))}{\cos^2(\Delta - \phi_c(k) - s_c(k))} \\
 \Gamma(2,2) &= \frac{\cos(\Delta - \delta_{fl}(k))}{\cos(\Delta - \phi_c(k) - s_c(k))} \\
 \Gamma(3,1) &= \frac{2l^2(1 + \tan^2(\delta_{fl}(k)))}{4l^2 + 4lb \tan(\delta_{fl}(k)) + b^2 \tan^2(\delta_{fl}(k)) + l^2 \tan^2(\delta_{fl}(k))} \\
 \Gamma(3,2) &= 0
 \end{aligned} \tag{6.56}$$

Teniendo en cuenta lo anterior, el ruido debido a la odometría puede expresarse como:

$$R^{ODO}(k+1) = \Gamma(k+1) \begin{bmatrix} \sigma_\delta^2(k+1) & 0 \\ 0 & \sigma_v^2(k+1) \end{bmatrix} \Gamma^T(k+1) \tag{6.57}$$

donde el Jacobiano  $\Gamma(k+1)$  se evalúa en el estado  $\mathbf{x} = \hat{\mathbf{x}}(k+1|k)$ .

Por tanto, la matriz de ruido para todas las medidas vendrá dada según:

$$R(k+1) = \begin{bmatrix} \sigma_{GPS}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{GPS}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{PINS}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{PINS}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{CMP}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{VINS}^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & R^{ODO}(k+1) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \tag{6.58}$$

en la que hemos alterado el orden de las incertidumbres 6.47 según la matriz de observaciones para adaptarla al cálculo de la matriz del ruido en la odometría 6.57.

#### ACTUALIZACIÓN

Una vez realizados los pasos anteriores, nos queda el cálculo de la ganancia de Kalman y la actualización del estado y su matriz de covarianza.

La ganancia Kalman vendrá dada por la expresión:

$$W(k+1) = P(k+1|k)H^T S^{-1}(k+1) \tag{6.59}$$

La posición estimada del vehículo dada por el filtro será:

$$\hat{\mathbf{x}}(k+1|k+1) = \hat{\mathbf{x}}(k+1|k) + W(k+1)\nu(k+1) \quad (6.60)$$

con la covarianza actualizada:

$$P(k+1|k+1) = P(k+1|k) - W(k+1)S(k+1)W^T(k+1) \quad (6.61)$$

### 6.3.3 El Filtrado Interactivo Multimodelo

Como vimos en la sección 5.3.6, el filtro interactivo multimodelo (IMM o *Interacting Multiple Model*) corrige las posibles carencias que un modelo único tenga a la hora de describir un comportamiento de un sistema no lineal. La idea de emplear diferentes filtros de Kalman corriendo en paralelo, eligiendo la opción que mejor representa el estado en un momento determinado no es nueva, y lleva empleándose años en la navegación aérea. Algunas de las aproximaciones a este problema hechas en la literatura actual las podemos encontrar en [42] – [46].

En algunas ocasiones, un vehículo terrestre puede describir movimientos muy diversos difíciles de modelar de una manera única. En el caso de nuestro vehículo, el modelo rectilíneo presentado se comportará de manera aceptable en la mayoría de las situaciones que se pueden presentar. Para prevenir y realzar la calidad de la solución en situaciones en las que maniobras abruptas deban realizarse, se ha implementado un filtro interactivo multimodelo, capaz de elegir el modelo que mejor define el movimiento actual de nuestro vehículo.

En el filtro IMM implementado, las estimaciones del estado y las matrices de covarianza para los múltiples modelos son combinados según un modelo de Markov para la transición entre estados de maniobras. En nuestro caso, los modelos de maniobra presentados describirán las dos posibles situaciones que planteamos: un movimiento básicamente rectilíneo o con maniobras suaves (*Estado 1*), y un estado de maniobra más brusca (*Estado 2*). Por tanto el número de modelos de maniobra  $r = 2$ .

Para implementar un modelo de Markov, asumiremos que en cada tiempo de muestreo, existe una probabilidad  $P_{ij}$  de que el estado transite del modelo  $i$  al  $j$ . Estas probabilidades, se asumen conocidas a priori, y se pueden expresar según la matriz de transición de probabilidad mostrada en la ecuación 6.62. En ella, se muestran los valores reales empleados para el filtro multimodelo.

$$P_T = \begin{bmatrix} P_{11} & P_{12} \\ P_{21} & P_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,7 & 0,3 \\ 0,4 & 0,6 \end{bmatrix} \quad (6.62)$$

Debemos notar que en la matriz de transición de probabilidad debe cumplirse que la suma de las probabilidades de transición total para un estado concreto debe ser la unidad,

$$\sum_{j=1}^r P_{ij} = 1 \quad (6.63)$$

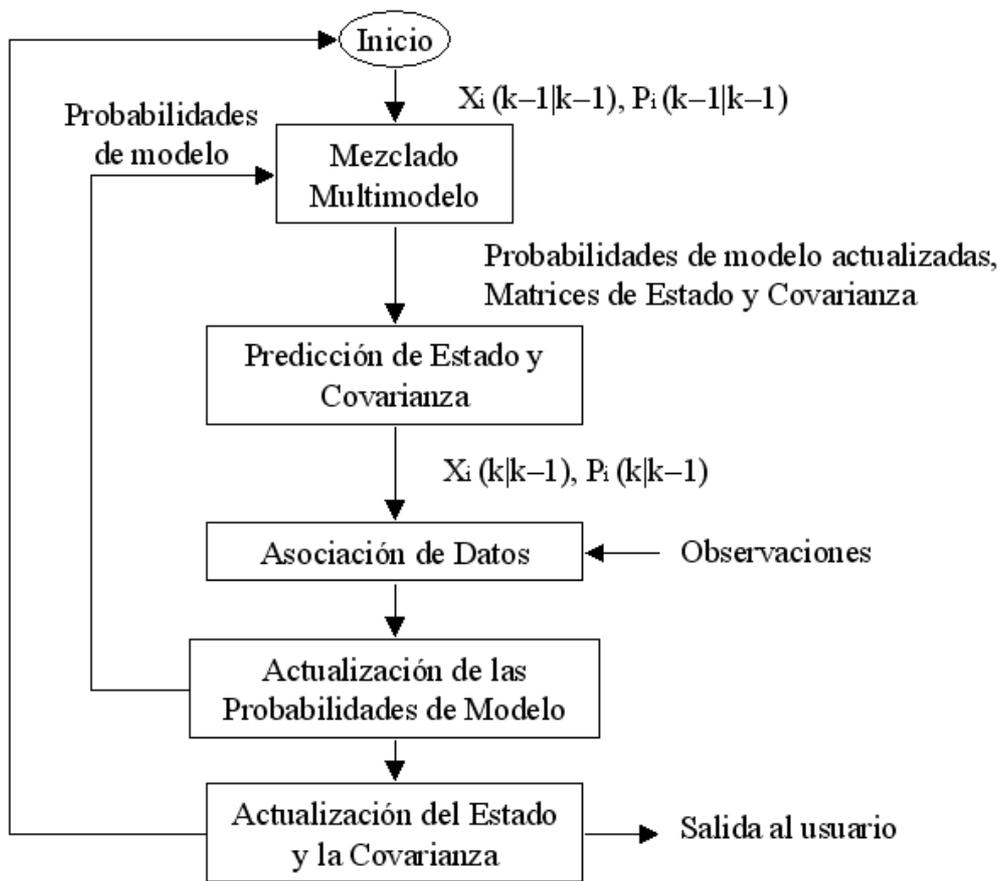


Figura 6.20: Esquema del filtro IMM.

Algunos estudios sobre como fijar los valores de esta matriz de probabilidades pueden encontrarse en [16].

La figura 6.20 muestra el flujograma del filtro interactivo multimodelo implementado. Este esquema parte del esquema más general desarrollado por Bar-Shalom et al. en [47]. A continuación se explica con más detalle.

#### INTERACCIÓN IMM, MEZCLADO Y PREDICCIÓN

Las observaciones se emplean para actualizar las estimaciones de estado y covarianza para los distintos filtros-modelos. Más adelante, basándose en las propiedades de transición de modelos de Markov, se calculan las nuevas estimaciones para el estado y la covarianza mediante el proceso de mezclado. Para describir este proceso debemos definir:

- $\hat{\mathbf{x}}_i(k-1|k-1)$  = estimación de estado filtrado en la muestra  $k-1$  para el modelo de filtro de Kalman  $i$
- $P_i(k-1|k-1)$  = matriz de covarianza en la muestra  $k-1$  para el modelo de filtro de Kalman  $i$
- $\mu_i(k-1)$  = probabilidad de que el modelo se ajuste al modelo de estado  $i$  computado justo tras recibir los datos correspondientes a la muestra  $k-1$
- $\mu_{ij}(k-1)$  = probabilidad condicional de que se produzca una transición del estado  $i$  al estado  $j$  en la muestra  $k-1$

La cantidad  $\mu_{ij}(k-1)$  representa la probabilidad condicional de que, dado que el objetivo se encuentre en el estado  $j$ , la transición de produjera desde el estado  $i$ , mientras que  $P_{ij}$  es la probabilidad condicional de que la transición del estado  $i$  a  $j$  se produzca dado que el estado inicial era  $i$ . Por tanto,

$$\mu_{ij}(k-1) = P_{ij}\mu_i(k-1)/C_j(k-1) \quad (6.64)$$

donde  $C_j(k-1)$ , la probabilidad tras la interacción de que el objetivo esté en el estado  $j$ , es dada por la ecuación

$$C_j(k-1) = \sum_{i=1}^r P_{ij}\mu_i(k-1) \quad (6.65)$$

Por ejemplo, usando las probabilidades de transición de la ecuación 6.62, y asumiendo

$$\mu_1 = 0,66, \quad \mu_2 = 0,34$$

tendremos

$$C_1 = 0,7(0,66) + 0,3(0,34) = 0,564$$

$$C_2 = 0,4(0,66) + 0,6(0,34) = 0,468$$

## Capítulo 6. Diseño de la Solución Propuesta

---

Por tanto, para el ejemplo propuesto, dado que el objetivo está en el estado 2, la probabilidad de que la transición ocurriera desde el estado 1 es

$$\mu_{12} = 0,4(0,66)/0,468 = 0,5641$$

El siguiente paso, es el paso típico de predicción del estado para el siguiente período. Esto produce para cada modelo  $j$ , la estimación de estado  $\hat{x}_j(k|k-1)$  y covarianza  $P_j(k|k-1)$  de Kalman.

### ASOCIACIÓN DE DATOS

Existen numerosas técnicas para asociar las estimaciones producidas por los modelos. Para nuestro caso, y dado el reducido número de modelos empleado, las estimaciones del estado y la covarianza se calcularán simplemente según la siguiente ecuación:

$$\begin{aligned}\hat{\mathbf{x}}(k|k-1) &= \sum_{j=1}^r C_j(k-1)\hat{\mathbf{x}}_j(k|k-1) \\ P(k|k-1) &= \sum_{j=1}^r C_j(k-1)P_j(k|k-1)\end{aligned}\tag{6.66}$$

Para la asociación de las estimaciones, se ha desarrollado adicionalmente un método basado en la Teoría de Variables Inciertas. Si bien su aplicación ha sido exitosa en problemas relativos al transporte tales como el presentado en [48], como método de asociación de datos para un filtro multimodelo se encuentra en fase de desarrollo y los resultados obtenidos hasta la fecha no aportan valor científico al problema planteado en la tesis. Por otra parte, como se comentó al principio del capítulo, el empleo de técnicas más complejas de asociación de datos probabilísticos (PDA) puede ofrecer mejoras al filtrado IMM, por lo que se realizarán futuras investigaciones sobre el método conjunto IMM-PDA.

### CÁLCULO DE LA CERTIDUMBRE Y ACTUALIZACIÓN DE LAS PROBABILIDADES DE MODELO

Definiendo la distancia estadística de la asignación de una observación como

$$d^2 = \nu^T S^{-1} \nu\tag{6.67}$$

donde  $\nu$  es el vector diferencia entre la observación actual y la esperada, que ya definimos como la innovación, y  $S$  su correspondiente matriz de covarianzas. Para una medida lineal en el período  $k$

$$\begin{aligned}\nu(k) &= \mathbf{z}(k) - H\hat{\mathbf{x}}(k|k-1) \\ S(k) &= HP(k|k-1)H^T + R\end{aligned}\tag{6.68}$$

Para la aproximación multimodelo interactiva implementada, existirán una matriz de covarianza residual  $S_i(k)$  y una distancia  $d_i^2(k)$  asociada a cada modelo  $i$ , para la actualización en el período  $k$ . Asumiendo la dimensionalidad de las medidas  $M$ , y distribuciones Gaussianas, la función de certidumbre para el modelo  $i$  es

$$\Lambda_i(k) = \frac{\exp[-d_i^2(k)/2]}{\sqrt{(2\Pi)^M |S_i(k)|}} \quad (6.69)$$

Finalmente, aplicando la regla de Bayes, la actualización de las probabilidades de modelo será

$$\mu_i(k) = \Lambda_i(k)C_i(k-1)/C \quad (6.70)$$

donde la constante de normalización  $C$  viene dada por

$$C = \sum_{j=1}^r \Lambda_j(k)C_j(k-1) \quad (6.71)$$

#### COMBINACIÓN DE DIFERENTES MODELOS DE ESTADO

Como vimos en la sección 6.2, los modelos con los que trabajaremos no poseen la misma definición del vector de estado, ni naturalmente de la matriz de covarianza de estado. Por esta razón, para poder fusionar esta información debemos transformar el estado y la matriz de covarianza de un modelo al espacio de definición del otro.

En nuestra implementación, recordemos que los vectores de estado eran:

- Modelo rectilíneo:  $\mathbf{x}_r(k) = [x_c(k) \ y_c(k) \ \theta(k) \ \dot{\theta}(k) \ v_c(k) \ \phi_c(k) \ s_c(k)]$
- Modelo curvilíneo:  $\mathbf{x}_c(k) = [x_c(k) \ y_c(k) \ \theta(k) \ \dot{\theta}(k) \ v_c(k) \ \phi_c(k) \ \dot{\phi}_c(k) \ s_c(k)]$

Siendo la transformación de los vectores de estado inmediata, nos centraremos en la de la matriz de covarianzas de estado,  $P$ . Definimos  $P_{rc}$  como la transformación de la matriz de covarianza del modelo rectilíneo al curvilíneo

$$P_{rc} = A_{rc}P_rA_{rc}^T \quad (6.72)$$

Los elementos de la matriz de transformación  $A_{rc}$  vienen dados por las derivadas parciales

$$A_{rc} = \left. \frac{\partial \mathbf{x}_{rc}}{\partial \mathbf{x}_r} \right|_{\mathbf{x}_{rc}}$$

donde  $\mathbf{x}_{rc}$  y  $\mathbf{x}_r$  son los vectores de estado transformados a la definición curvilínea, y el rectilíneo respectivamente.

La transformación inversa la realizaremos de manera análoga

$$P_{cr} = A_{cr}P_cA_{cr}^T \quad (6.73)$$



Figura 6.21: Vehículo SanAnt.

### 6.4 Descripción del Sistema Hardware

Dedicaremos este capítulo al montaje hardware de los dispositivos, conexiones y comunicaciones en el vehículo de pruebas SatAnt. El prototipo empleado para las pruebas fue creado específicamente para poder ser conducido automáticamente. Es decir, dispone de los elementos de control necesarios para acceder tanto a los pedales de aceleración y freno, como al control de dirección del vehículo. El vehículo base es el modelo S1-50 de la marca Comarth (figura 6.21). Se trata de un automóvil biplaza de eminente carácter deportivo cuyas principales características aparecen en el cuadro 6.1. El grupo de investigación de Sistemas Inteligentes de la Universidad de Murcia lleva años trabajando con este vehículo, por lo que la elección del mismo para las pruebas realizadas en esta tesis fue obvia, ya que poseía en el momento de inicio de la tesis algunos de los elementos de sensorización empleados por el sistema de navegación. En esta tesis nos centraremos en las características del vehículo que más nos interesan para su sistema de navegación. Así pues, pasaremos por alto los sistemas de control instalados en el mismo. Por otra parte, el vehículo posee instalado un radar de milimétricas, que si bien no emplearemos en nuestro sistema de navegación, si se ha tenido en cuenta a la hora de considerar la arquitectura de la unidad de a bordo.

#### 6.4.1 Arquitectura de la Unidad de a bordo (OBU)

La arquitectura hardware del vehículo interconecta todas las centralitas y sensores del vehículo con la unidad de procesamiento de a bordo (OBU). La OBU es la encargada de

## 6.4. Descripción del Sistema Hardware

Características	Descripción
Dimensiones	1780(A)x2500(L)x1120(H) mm.
Peso	695 Kg
Tipo de motor	Ford 1388cc 4cil
Potencia	90CV
Velocidad máxima	195 km/h
Aceleración 0-100 km/h	8.5 seg
Bastidor	Tubular acero y aluminio
Carrocería	Fibra de poliéster

Cuadro 6.1: Características del Comarth S1-50.

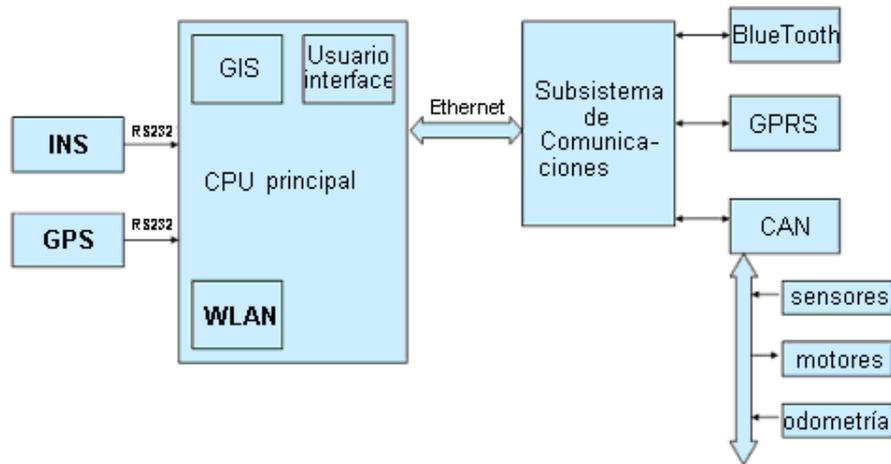


Figura 6.22: Primera versión de la arquitectura hardware.

hacer el procesamiento sensorial y los cálculos de posicionamiento del vehículo, además de otras tareas multimedia y de comunicaciones.

El modelo de vehículo Comarth S1-50 dispone de fábrica de una red CAN para el motor, esta red solo se usa para el control de los parámetros de funcionamiento del motor. Por la filosofía del coche, no se disponen de centralitas adicionales para realizar otro tipo de funciones de confort y seguridad pasiva, que un coche de lujo puede tener. Considerando lo anterior, la solución adoptada en este caso para SatAnt, fue la de instalar nuestro propio sistema de buses para centralitas y sensores, de forma independiente al que dispone el automóvil para el control del motor de explosión.

Para las centralitas y sensores propios del vehículo se ha utilizado una red CAN de interconexión entre ellos. Para el resto de sensores de posicionamiento se utilizan los interfaces proporcionados por los propios fabricantes, generalmente por RS232 a través del puerto serie.

En una primera versión se utilizó una OBU formada por un PIII-700, con una arquitectura como se muestra en la figura 6.22. En este caso un segundo microproce-

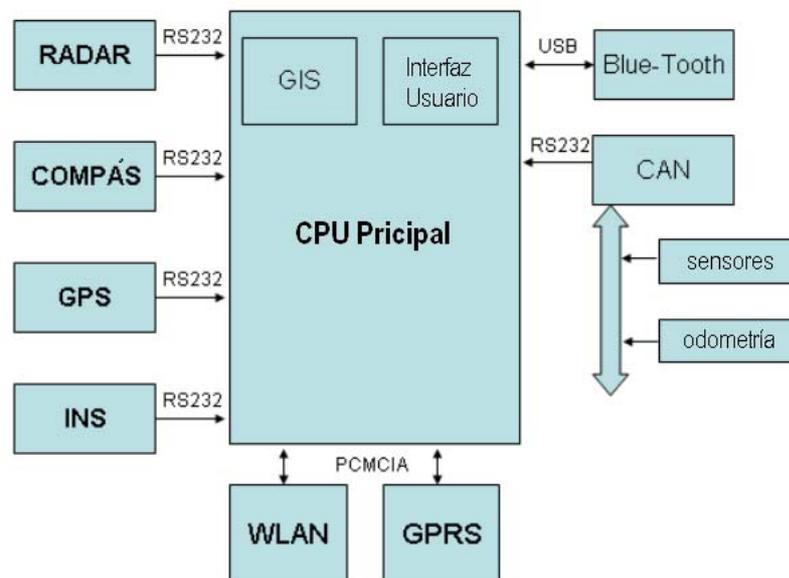


Figura 6.23: Segunda versión de la arquitectura hardware.

sador de 8bit, Rabbit 3000, se encargaba de descargar a la CPU principal de parte del procesamiento relativo a comunicaciones.

La arquitectura hardware de Satant migró a una segunda versión donde solo se dispone de una CPU de mayor procesamiento en la OBU donde se realizan todas las tareas, incluidas las de comunicaciones.

En la figura 6.23 se puede ver el esquema de la segunda arquitectura. Puesto que la CPU, basada en un microprocesador INTEL estándar, no dispone de interfaz CAN, una tarjeta microcontroladora basada en un Atmel de 8bits hace de pasarela para enviar las tramas CAN necesarias a la OBU.

Un resumen de las conexiones de la OBU sería el siguiente:

- Enlaces inalámbricos
  - GPRS
  - WIFI
  - BlueTooth
- Enlaces con el vehículo
  - CAN Network
- Conexión sensores posicionamiento
  - Enlaces proporcionados por fabricantes (RS232)

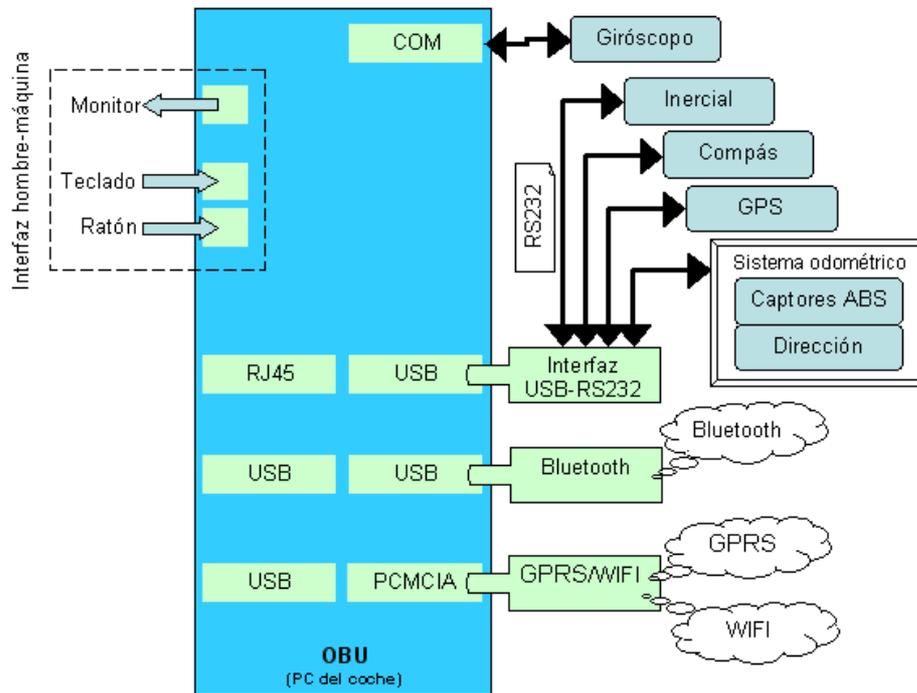
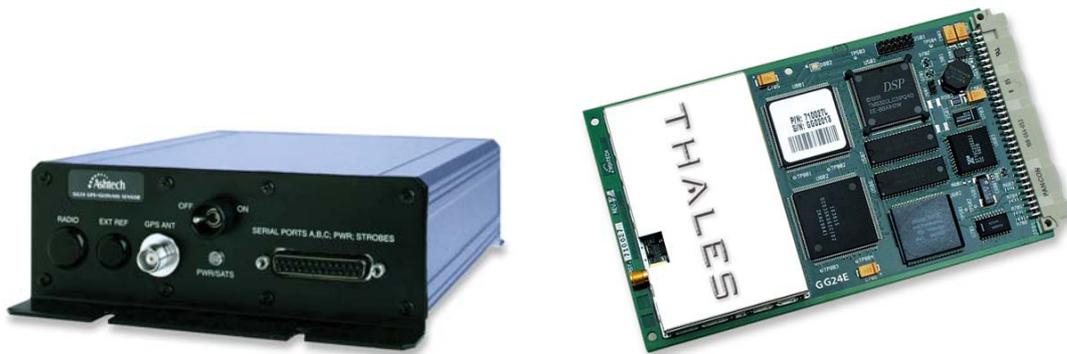


Figura 6.24: Diagrama de conexiones del OBU.

- Interfaz de usuario
  - LCD 10"
  - TV multimedia
  - Teclado + ratón

Por último, la orientación hacia los servicios basados en localización, ha perfilado el nuevo esquema de conexiones hardware del sistema, representado en las figuras 6.24 y 6.30. En esta nueva arquitectura, el PC del vehículo, un SBC (*Single Board Computer*) estándar basado en un procesador 32bits Pentium, interactúa con el usuario a través de la HMI (*Human Machine Interface*). Los sensores se comunican con el PC por medio de buses serie vía RS232. Además están disponibles otras redes adicionales de comunicación. Un enlace Bluetooth se puede emplear para conectar la computadora del coche con un ordenador portátil o cualquier otro dispositivo móvil como PDA, PocketPC, etc. También está disponible por medio de la ranura PCMCIA del PC del vehículo una conexión WLAN, permitiendo la comunicación con vehículos próximos al SatAnt. Finalmente, un enlace GPRS/UMTS ofrece conexión a Internet al sistema. Este enlace se emplea para recibir los mensajes EGNOS vía SISNeT, y permite además la comunicación del vehículo con estaciones remotas (u otros vehículos) para la implementación de servicios basados en localización.



a) ThalesGG24

b) Electrónica del ThalesGG24

Figura 6.25: Sensor ThalesGG24.

### 6.4.2 Los Equipos Sensores

A continuación presentaremos una selección de los sensores empleados en el sistema de navegación. Por razones obvias, no presentaremos todos los sensores que se han probado, sino sólo aquellos que resultan de interés para nuestros objetivos.

#### Los Sensores GNSS

Comentaremos los siguientes sensores:

- Receptor GPS/SBAS OEM-3 de Novatel. Este es un sensor de gama alta con capacidad de incorporar correcciones mediante el estándar RTCM y el estándar RTCA definido por el DO-229, y empleado por la aplicación SISNeT.
- Sensor de doble constelación, GPS/GLONASS modelo Thales GG24 de AshTech (figura 6.25). También de gama alta, presenta la ventaja de una mayor disponibilidad y el inconveniente de no soportar el sistema de correcciones en tiempo real SBAS.
- Sensor GPS/SBAS modelo Meridian Platinum de Magellan. Sensor portable de gama media con una CEP del orden de 3 metros.
- Sensor GPS/SBAS Thales DG16 de AshTech (figura 6.26). Sensor de gama alta capaz de trabajar en modo diferencial e interpretar las tramas de EGNOS. En pruebas realizadas se obtuvieron valores de CEPs horizontales inferiores a 3 metros en el 95% de los casos en modo SBAS.
- Sensor Trimble GeoXT portátil (figura 6.27). Este receptor, incluye software Microsoft Windows Mobile 2003 para Pocket PCs, receptor GPS decimétrico con tecnología de rechazo multitrayecto EVEREST, correcciones diferenciales en tiempo real a través de SBAS, Bluetooth, y un software para generar rutas con callejero (Microsoft Streets & Trips/Autoroute 2005).

## 6.4. Descripción del Sistema Hardware



a) ThalesDG16

b) Electrónica del ThalesDG16

Figura 6.26: Sensor ThalesDG16.



Figura 6.27: Sensor Trimble GEOXT.

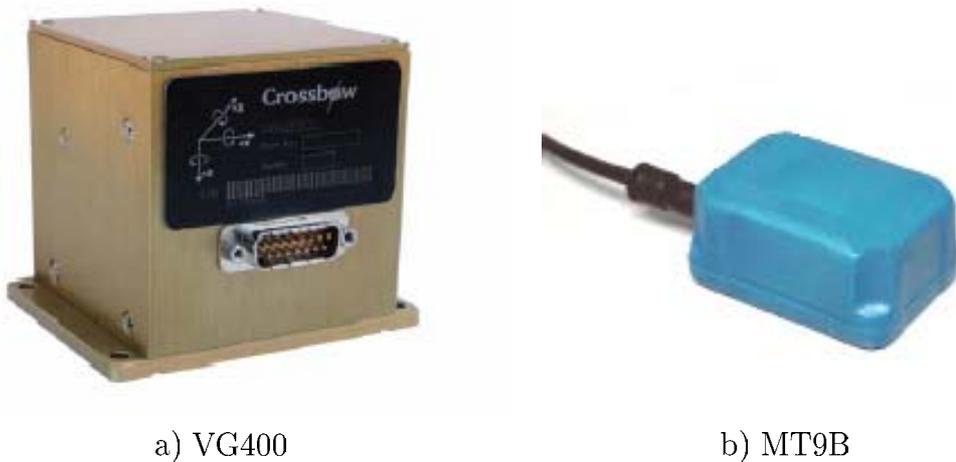


Figura 6.28: Las dos Unidades de Medidas Inerciales empleadas. Unidad inercial VG400CC de *Crossbow Technologies* (a). Unidad inercial MT9B de *Xsens* (b).

### Los Sensores Inerciales

Para el montaje final del sistema sensor se han empleado dos unidades inerciales distintas.

La figura 6.28 muestra los dos sensores inerciales. La figura 6.28.a muestra el giróscopo vertical VG400CC de *Crossbow Technologies*. Esta unidad, si bien está diseñada como un giróscopo vertical, ofrece las medidas de las velocidades angulares y aceleraciones lineales en los tres ejes coordenados. Es de característica media baja, empleando tecnología micro-electro-mecánica (MEM). La figura 6.28.b, muestra una unidad de gama baja tipo MT9B del fabricante Xsens. Los cuadros 6.2 y 6.3 muestran las principales características de los mismos.

Las unidades inerciales se conectan directamente a la CPU, a través del concentrador de puertos serie.

### La Odometría

Como comentamos en la sección dedicada al modelo odométrico, El sistema odométrico del prototipo SatAnt está basado en el sistema ABS (*Anti-Lock Brake System*) del vehículo.

El empleo del propio sistema ABS del vehículo posee ciertas ventajas, como la simplicidad y la reducción de costes (a costa de una respuesta de menor precisión que la que ofrecería un sistema de medición dedicado).

El sistema ABS del vehículo está provisto de una rueda fónica y un sensor magnético para cada rueda del vehículo, que permiten hacer un recuento de pulsos según gire la rueda, de manera similar a un encoder en cada rueda del vehículo. Cada rueda fónica consiste en un disco con 44 ranuras hacia los cuales se orienta el captor magnético. Este captor está compuesto por una bobina protegida con una carcasa de acero. Cuando la rueda del coche gira, el disco metálico ranulado se mueve solidario a ella cambiando las

Características	Descripción
<b>Grado de actuación</b>	
Frecuencia de actualización	>70 Hz.
Datos estables	tras 60 s. (en condiciones estáticas)
<b>Actitud</b>	
Rango	$\pm 180^\circ$
Precisión estática	$\pm 0,75^\circ$
Precisión dinámica	$\pm 2.0^\circ$ RMS
Resolución	$<0,1^\circ$
<b>Velocidades Angulares</b>	
Rango	$\pm 100^\circ/\text{s.}$
Bias	$<\pm 1,0^\circ/\text{s.}$
Precisión de factor de escala	$<1\%$
No linealidad	$<0,3\%$ FS
Resolución	$<0,025^\circ/\text{s.}$
Ancho de banda	$>25$ Hz.
Paseo aleatorio	$<2,25^\circ/h^{1/2}$
<b>Aceleración</b>	
Rango de entrada	$\pm 4$ g
Bias	$<\pm 12$ mg
Precisión de factor de escala	$<1\%$
No linealidad	$<1\%$ FS
Resolución	$<0,5$ mg
Ancho de banda	$>10$ Hz.
Paseo aleatorio	$<0,1$ m/s/h <sup>1/2</sup>

Cuadro 6.2: Características del VG400 de *Crossbow*.

Parámetro	Valor
Rango dinámico	todos los ángulos en 3D
Resolución angular	0,05° RMS (desviación estándar: 1 $\sigma$ )
Precisión estática	$<1,0^\circ$
Precisión dinámica	3° RMS (dependiendo del tipo de movimiento)
Frecuencia de muestreo	25–512 Hz. (por defecto 100 Hz.)

Cuadro 6.3: Características del MT9B de *Xsens*.



Figura 6.29: Captores odométricos.

características magnéticas del medio y generando una f.e.m senoidal y de frecuencia proporcional a la velocidad de giro de la rueda.

La figura 6.29 muestra una fotografía de los captadores odométricos. En la misma, se pueden ver el disco, la rueda fónica y el captador magnético.

La figura 6.31 muestra la placa dedicada a la captura de las medidas odométricas. La arquitectura de comunicación del sistema odométrico con el PC del vehículo se puede apreciar en la figura 6.30.

### El Compás Electrónico

Un compás electrónico ofrece una medida del norte magnético de la Tierra, gracias a un principio físico empleado durante siglos en la navegación. Para su aplicación en nuestro sistema de navegación, el compás debe ser calibrado para evitar ruidos magnéticos que falseen sus mediciones y compensado para obtener el norte geográfico y no el magnético. El principal inconveniente de estos sensores como medidores de la orientación es la distorsión que metales y campos magnéticos y eléctricos provocan sobre sus medidas. En el vehículo de pruebas SatAnt se empleó un compás TCM2-50, de *Precision Navigation* (figura 6.32). Su comportamiento lo podemos ver en el cuadro 6.4. El modelo TCM2-50 emplea un magnetómetro de tres ejes y dos inclinómetros para dar una medida de precisión. El sensor es capaz de detectar las perturbaciones magnéticas, corrigiéndolas e informando de los posibles ruidos en las medidas, lo que lo hace especialmente útil para sistemas de navegación. Sin embargo, los resultados obtenidos en las pruebas nos indican que su capacidad de detección de las perturbaciones magnéticas es limitada, por lo que sería recomendable contar con medidas de apoyo en la determinación de la orientación del vehículo.

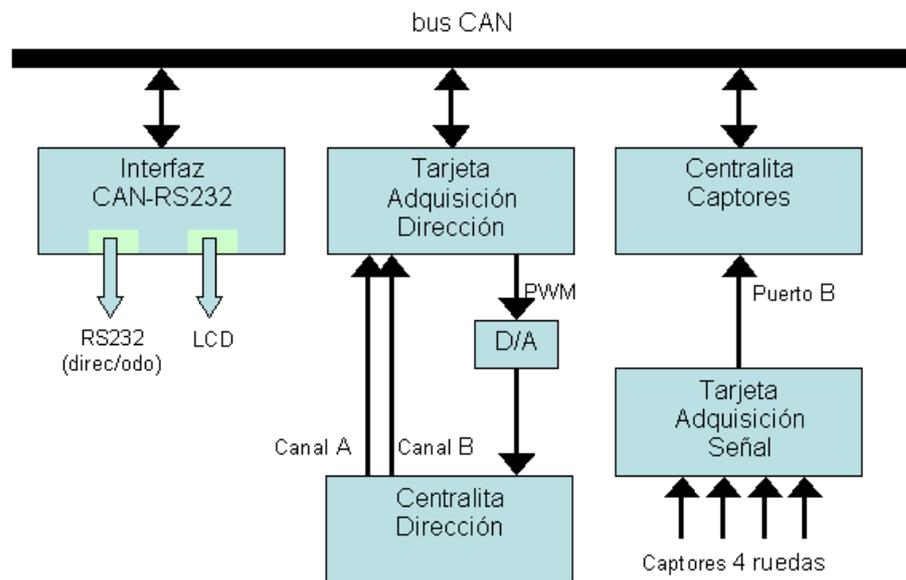


Figura 6.30: Diagrama de conexiones del Sistema Odométrico.

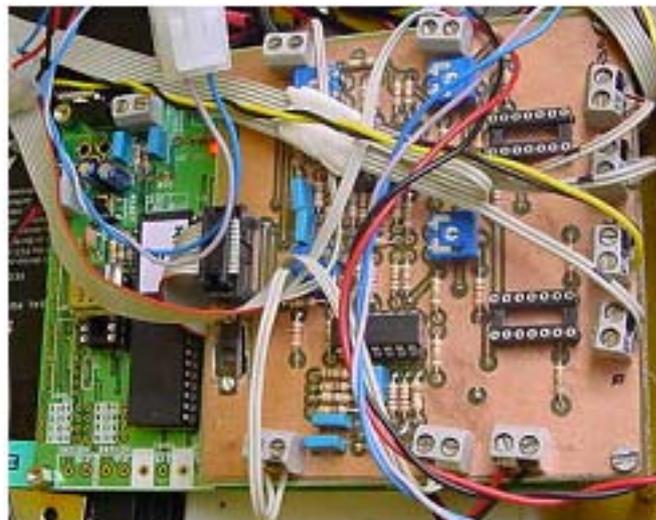


Figura 6.31: Placa para la captura de las medidas odométricas.



Figura 6.32: El compás electrónico TCM2-50 de *Precision Navigation*.

	<b>Características</b>	<b>Magnitud</b>
Información de orientación	Precisión en plano	1.0° RMS
	Precisión inclinado	1.5° RMS
	Resolución	0.1°
	Repetitibilidad	±0.3°
Información de Inclinación	Precisión	±0.4°
	Resolución	0.3°
	Repetitibilidad	±0.3°
	Rango	±50°

Cuadro 6.4: Especificaciones del módulo TCM2-50.

# Capítulo 7

## Pruebas Realizadas

Las pruebas presentadas en este capítulo son una selección representativa del conjunto de las pruebas realizadas mediante el vehículo prototipo SatAnt. Para evaluar el funcionamiento del sistema de navegación defendido en esta tesis, han sido empleados diferentes sistemas de referencia para la posición del vehículo. Para la evaluación de los valores de error de posición obtenidos por nuestro sistema de navegación, las pruebas realizadas se han llevado a cabo en el propio Campus de Espinardo de la Universidad de Murcia. Este circuito reúne las características apropiadas, ya que nos permite la posibilidad de crear nuestros propios mapas con cotas de error conocidas y constantes, sin renunciar a las condiciones de tráfico real propias de las ciudades. Para la elaboración de estos mapas de referencia, las posiciones son capturadas mediante el sensor Trimble GeoXT. El software GPS Pathfinder Office version 3.0 se encarga de descargar las correcciones SBAS, calcular las posiciones corregidas y ofrecer la versión final del mapa, con una cota de error de 30 cm. (respecto al circuito realizado en la elaboración del mapa naturalmente). Sin embargo, las restricciones relativas a cobertura SIS y velocidad del vehículo para recoger las medidas descartan su empleo para pruebas en grandes distancias y en circuitos abiertos. Por poner un ejemplo muy visual, no es posible circular a 20 km/h. por cada uno de los carriles de una autovía durante cientos de kilómetros. Por ello, para la evaluación de las pruebas en grandes espacios abiertos, debemos confiar en los mapas adquiridos a la empresa especializada Navteq. Las especificaciones de cotas de error de posición de este fabricante, 20 metros en posición horizontal, si bien no permiten determinar las cotas de error propias de nuestro sistema de navegación, si que nos ayudarán a evaluar características críticas como son la continuidad de la solución y la detección de errores en las medidas, claves para un sistema de navegación de alta integridad.

Para la adquisición y visualización de las medidas se ha desarrollado en el propio grupo de investigación de Sistemas Inteligentes la aplicación AVANT, que será explicada con más detenimiento en el apéndice A.

Presentaremos en primer lugar las pruebas realizadas empleando únicamente sensores de tipo GNSS y GNSS/SBAS, comparando los resultados ofrecidos por los sistemas GPS, GLONASS, EGNOS y SISNeT, y estimando las del sistema GALILEO, en fase de desarrollo. Por no encontrarse disponible en el período de realización de las pruebas, el sistema Loran-C, que ofrece una posición horizontal con un error acotado en 200 m.,

fue descartado de nuestras investigaciones.

### 7.1 Pruebas GNSS y GNSS/SBAS

Uno de los principales objetivos de esta tesis es analizar la viabilidad de un sistema de navegación de alta integridad empleando únicamente navegación vía satélite. En esta sección nos centraremos en las pruebas realizadas empleando para ello únicamente radionavegación, eso sí incluyendo el proyecto SISNeT, que si bien requiere de un enlace a Internet para su uso, las mejoras que ofrece son las mismas que las que ofrecería la visibilidad continua del satélite geoestacionario.

Inicialmente desarrollados por RTCA para el transporte aéreo, los sistemas SBAS (*Satellite Based Augmentation Systems*) ofrecen algunas ventajas interesantes a los sistemas inteligentes de transporte: en primer lugar, la disponibilidad de posición corregida en tiempo real para un área de cobertura amplia. Por otra parte, precisión con CEPs por debajo de los tres metros y posibilidad de monitorización integral. Finalmente, WAAS (americano), EGNOS (europeo) y MSAS (japonés) son sistemas compatibles, por lo que ofrecerían posicionamiento preciso para aplicaciones ITS en casi todo el planeta.

Desde febrero del año 2000 se ofrece un prototipo EGNOS, (*EGNOS System Test Bed* o ESTB) que difunde una señal SIS. Este prototipo se emplea para apoyar y comprobar el desarrollo del sistema EGNOS, para presentar EGNOS a los usuarios potenciales, para preparar el mercado para la entrada de EGNOS y para comprobar las posibilidades de expansión del sistema más allá de Europa. El sistema ESTB proporciona a los usuarios una señal de aumentación de prestaciones GPS, con unos pocos metros de error (típicamente tres) de precisión. Un objetivo ulterior de la Comisión Europea es aumentar el número de potenciales usuarios del sistema GALILEO en aplicaciones de transporte. Desde junio del año 2005, se dispone de la señal EGNOS de forma completa, sin las carencias propias de un sistema *Test Bed*. Los resultados obtenidos hasta la fecha por EGNOS superan las expectativas creadas gracias a ESTB.

La pobre cobertura en zonas edificadas y túneles y las propagaciones de la señal en indeseables y numerosas trayectorias dispersas son los principales problemas observados, tanto para las señales GPS como para los satélites geoestacionarios. Con el objetivo de minimizar los problemas derivados de la pobre visibilidad del satélite AOR-E (geoestacionario), surgió el proyecto de la ESA, SISNeT (*Signal In Space through the interNeT*), que envía las correcciones vía redes de teléfonos móviles 2.5G y 3G. Los resultados de probar estas correcciones en nuestro vehículo también se mostrarán en este capítulo.

SISNeT permite suplir la falta de visibilidad del satélite geoestacionario para aumentar la calidad de la señal, pero siempre que dispongamos de cobertura GPS. Por tanto, no es una solución para la falta de cobertura GPS. Los resultados obtenidos en las pruebas realizadas para esta tesis nos muestran como un sistema de navegación basado exclusivamente en sensores de navegación por satélite puede funcionar adecuadamente en determinadas aplicaciones, pero en ningún caso podríamos definirlo como un sistema de alta integridad para multitud de aplicaciones, especialmente en aplicaciones

dedicadas en entornos urbanos, o lo que podríamos llamar de manera más general, entornos desfavorables.

Algunos resultados seleccionados de las numerosas pruebas realizadas se presentan a continuación.

### SENSOR GPS/GLONASS THALES GG24

En primer lugar presentaremos los resultados obtenidos por un sensor de altas prestaciones capaz de captar las tramas GPS/GLONASS, tanto en entornos urbanos como en entornos abiertos. Para evaluar la actuación de este sensor de doble constelación se realizaron pruebas en la ciudad de Murcia, alrededores y por la vía A7 en el tramo entre Murcia y Lorca.

#### ENTORNOS URBANOS

De acuerdo a nuestras investigaciones, asumiendo un HDOP = 3, la disponibilidad de la señal permanece entre el 70 y el 80 %, valores no excesivamente elevados. En este sentido, el empleo de un sensor de doble constelación ofrece mejora limitada en entornos urbanos y un sistema de asistencia a la posición sería muy apreciado. La figura 7.1 muestra algunas de imágenes que visualizan estas conclusiones.

#### ENTORNOS ABIERTOS

Las figuras 7.2 y 7.3 muestran una comparación entre el valor del parámetro HDOP en un entorno urbano y en un entorno abierto, como es una autovía. Nuevamente asumiendo un HDOP = 3, mientras que las disponibilidades en el primer caso no son mucho mayores que el 80 % (en el mejor de los casos), valores próximos al 95 % son normales en autovías. Los requerimientos de cada aplicación decidirán si son suficientes o no.

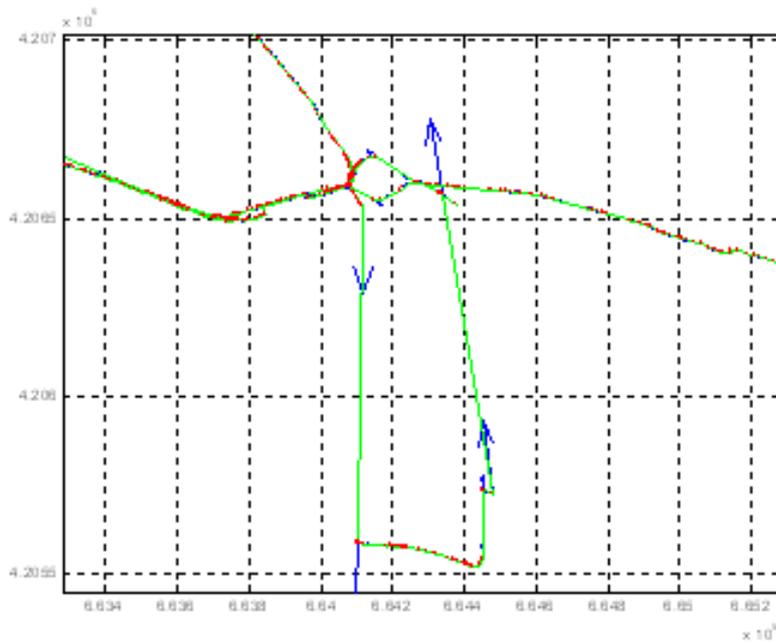
Las principales razones de pérdidas en autovía son las carreteras que se cruzan sobre la que circulamos, túneles, y los frecuentes vehículos pesados que circulan próximos al nuestro. Los resultados citados fueron obtenidos tras circular unos 200 km. a lo largo de la autovía A7.

A continuación presentamos algunas gráficas de otras pruebas realizadas con este sensor (figuras 7.4–7.9). En esta ruta se han recorrido 74 Km. en tramos mixtos entre la autovía A-7 y vías de servicio paralelas y se han incluido salidas y entradas de la autovía. En la figura 7.4.a se muestra un aspecto general del recorrido, y la velocidad del determinado trayecto se muestra en la figura 7.4.b.

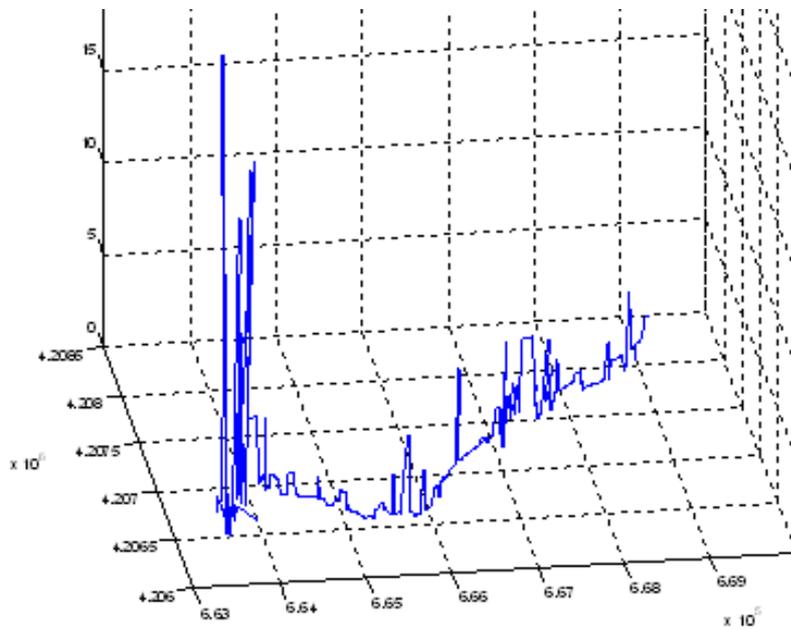
La distancia recorrida en cada intervalo de 1 segundo, junto con la distancia acumulada se muestra en la figura 7.5.a. En la figura 7.5.b se muestra en mayor detalle un cruce de 90° con salida y entrada a la autovía A-7.

En la figura 7.6.a se muestra además un detalle de un cruce a 90° sobre paso elevado.

En la figura 7.7.b se muestra la capacidad del sistema en discriminar entre circulación por vías de servicio próximas a la de peaje. Los dos trayectos centrales se corresponden a la circulación en ambos sentidos de la A-7 mientras que las líneas externas se corresponden con la circulación por vía de servicio muy próxima y paralela.



a) Pérdidas GNSS en un área urbana



b) El valor HDOP sobre la trayectoria

Figura 7.1: Detalles de una trayectoria urbana con el sensor Thales GG24. La figura a) muestra una típica situación en una ciudad donde la cobertura GNSS se pierde totalmente a lo largo de las calles. La figura b) muestra el parámetro HDOP obtenido durante la trayectoria. Este valor aumenta en entornos especialmente adversos.

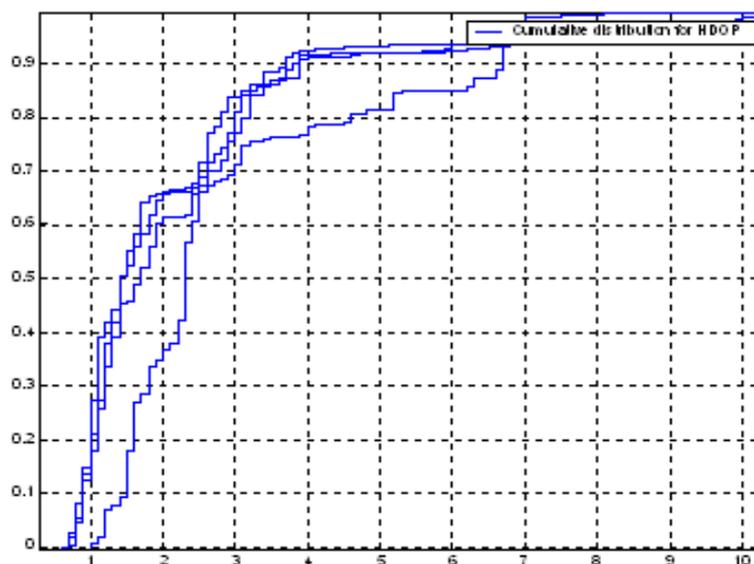


Figura 7.2: Valor de HDOP en un entorno urbano empleando un sensor Thales GG24.

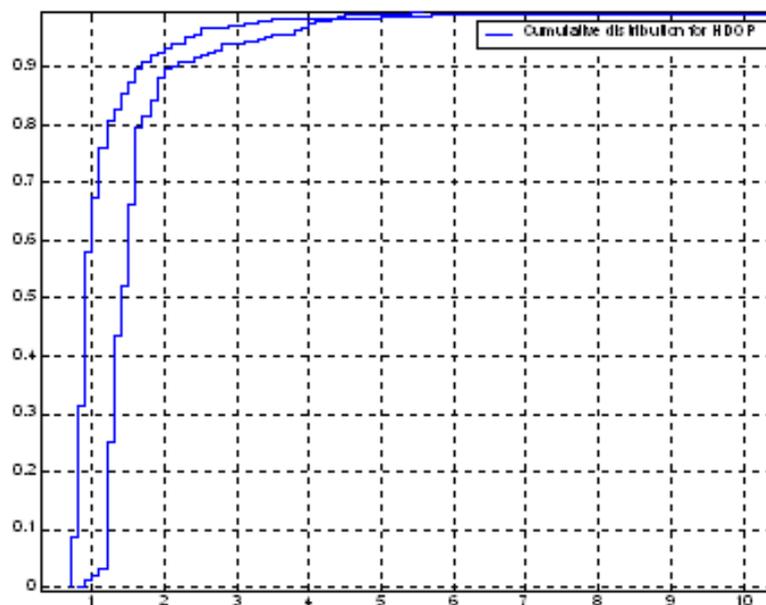
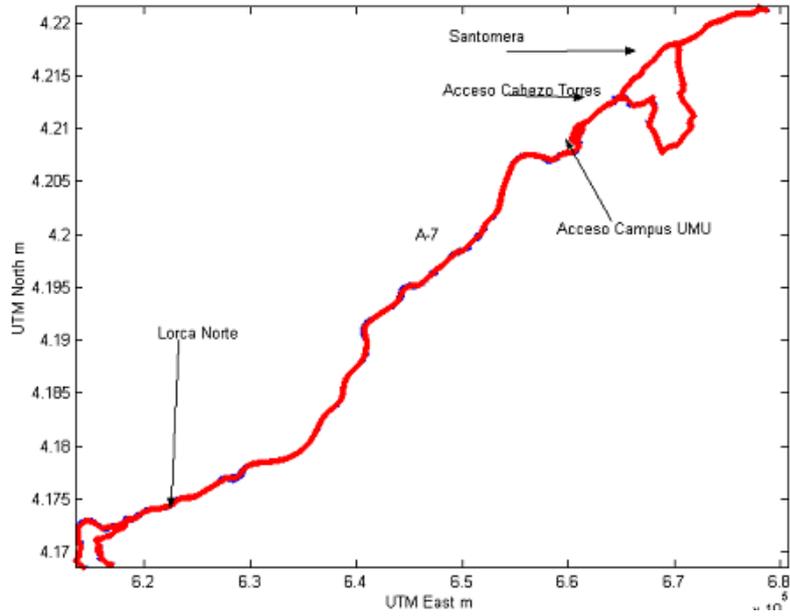
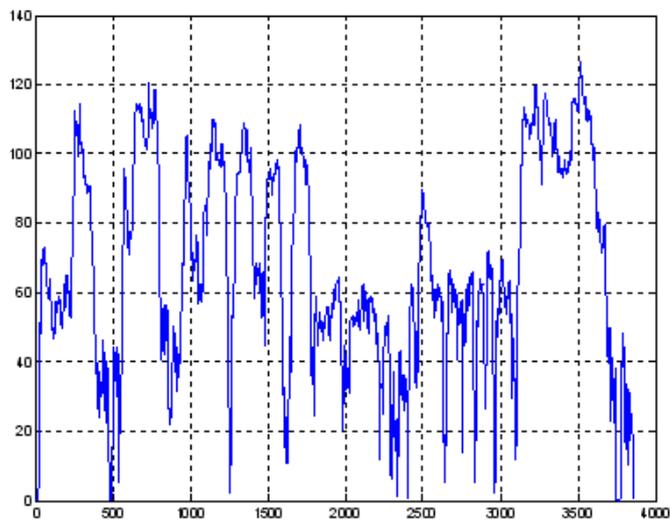


Figura 7.3: Valor de HDOP en autovía empleando un sensor Thales GG24.

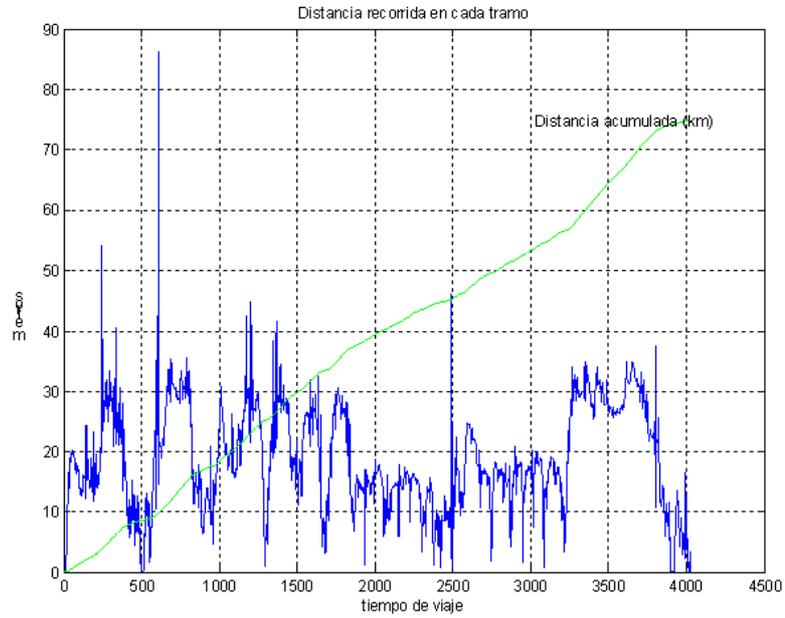


a) Aspecto general del recorrido

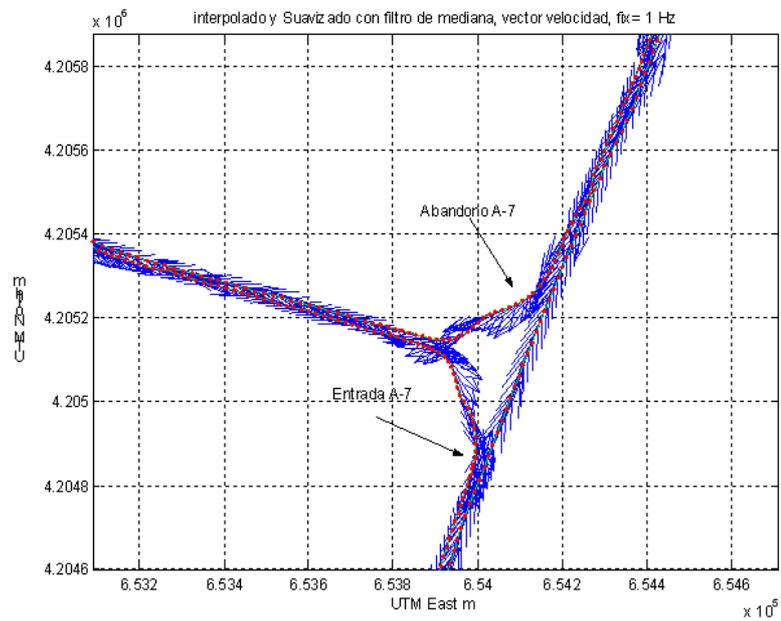


b) Velocidad instantánea

Figura 7.4: Trayecto con el Thales GG24. Gráfica 1.

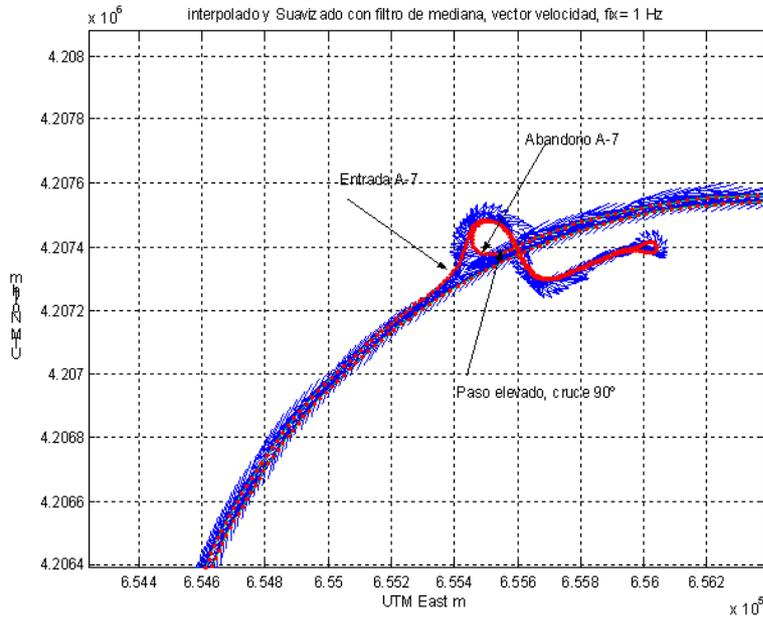


a) Distancia recorrida en cada intervalo

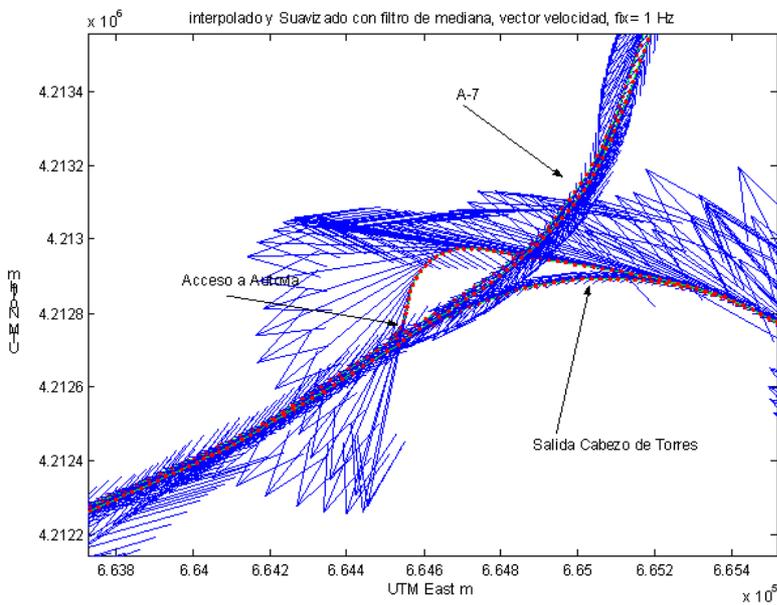


b) Abandono y acceso a la autovía

Figura 7.5: Trayecto con el Thales GG24. Gráfica 2.



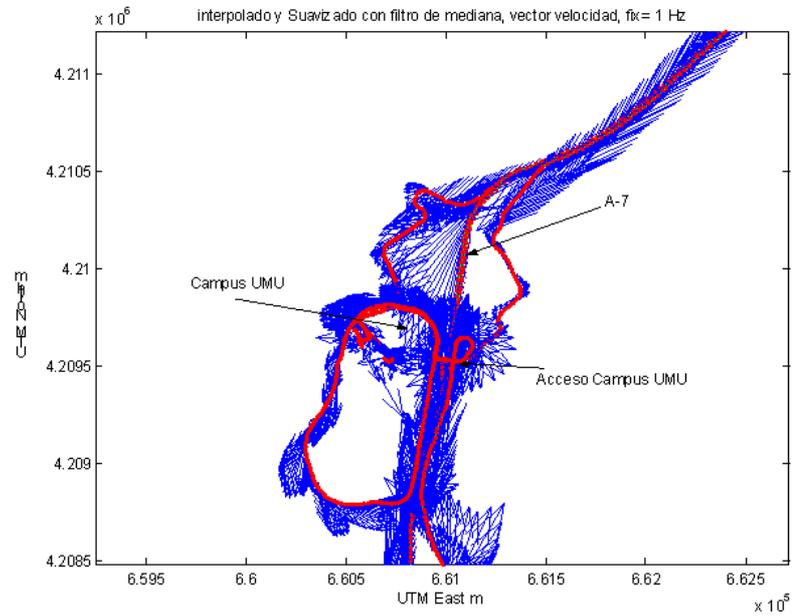
a) Paso elevado sobre vía no sujeta a peaje



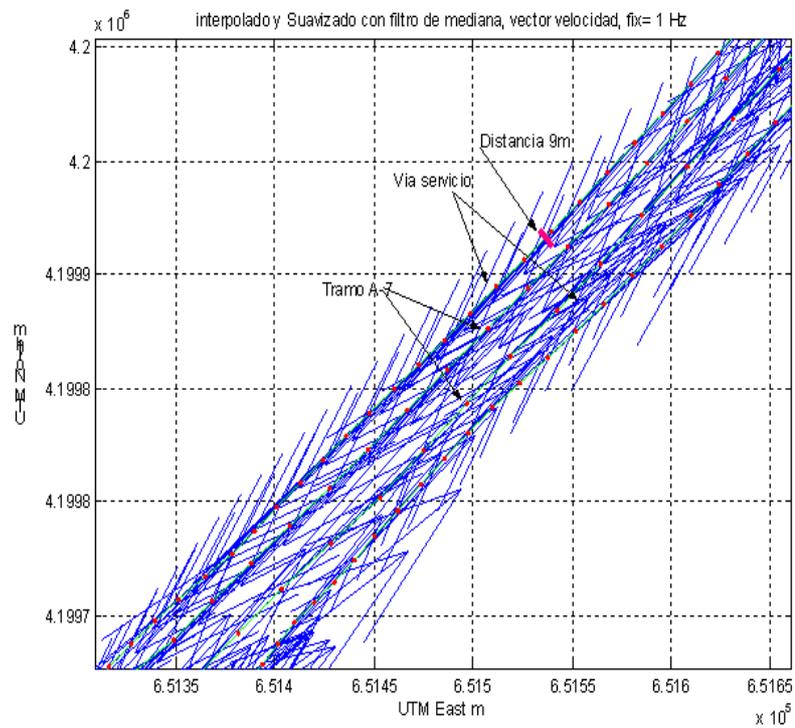
b) Interpolado y suavizado de datos

Figura 7.6: Trayecto con el Thales GG24. Gráfica 3.

## 7.1. Pruebas GNSS y GNSS/SBAS

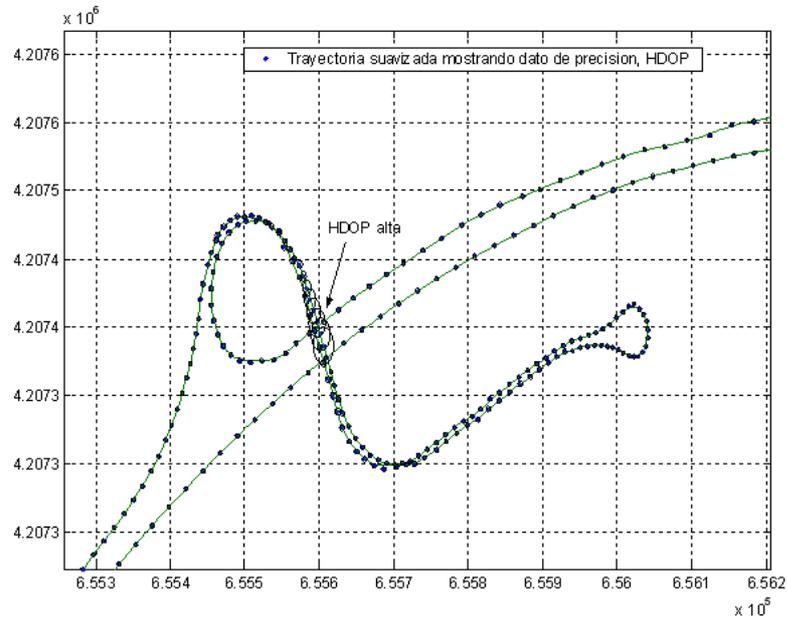


a) Detalle de A-7 y acceso al Campus de la UMU

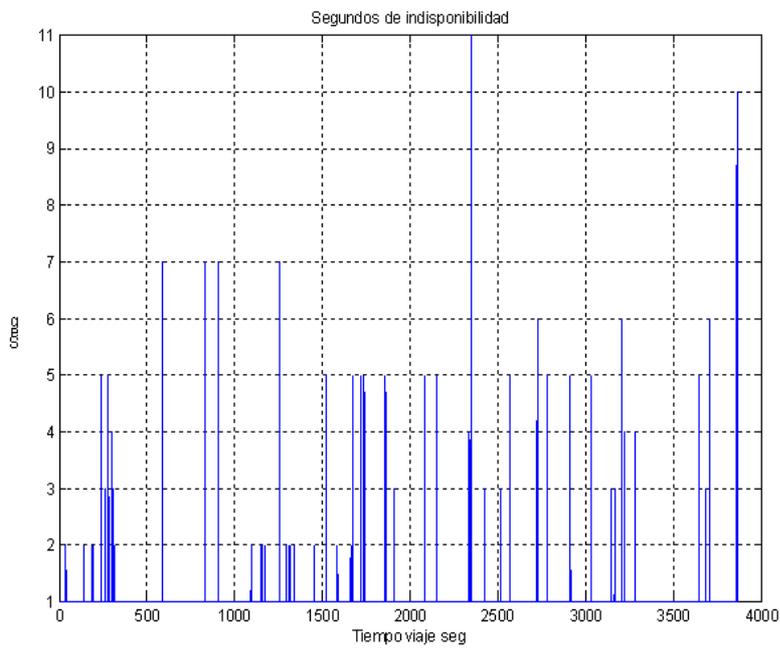


b) Discriminación de vías paralelas próximas

Figura 7.7: Trayecto con el Thales GG24. Gráfica 4.

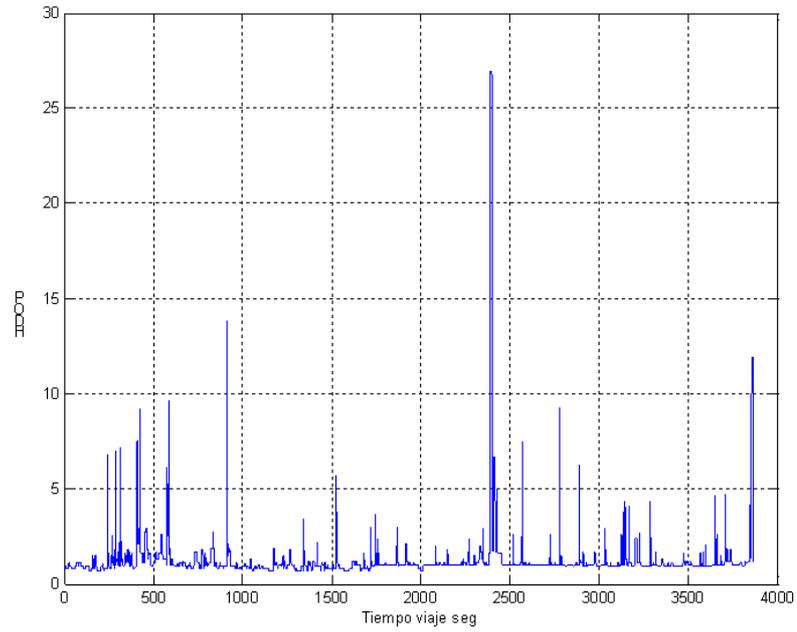


a) Trayectoria y HDOP

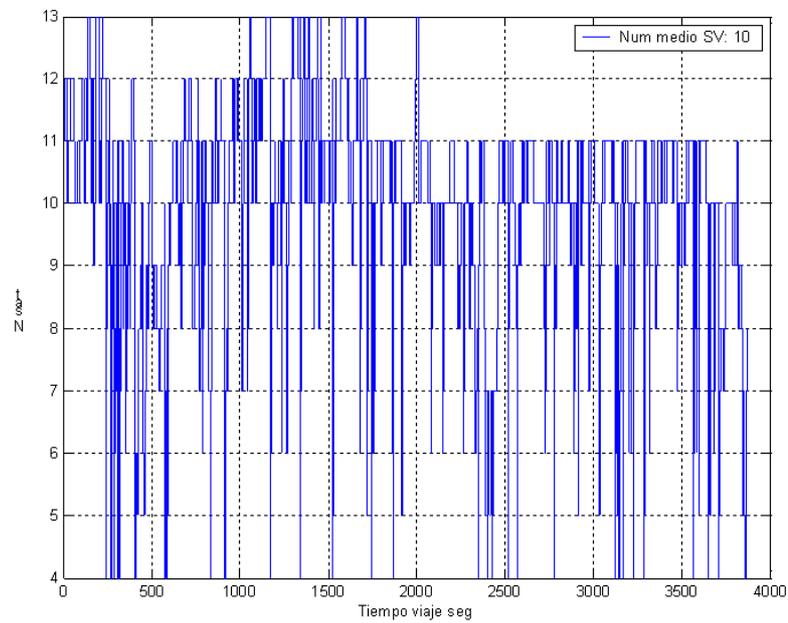


b) Indisponibilidad de señal

Figura 7.8: Trayecto con el Thales GG24. Gráfica 5.



a) HDOP (*Horizontal Dilution Of Precision*)



b) Número de satélites

Figura 7.9: Trayecto con el Thales GG24. Gráfica 6

## Capítulo 7. Pruebas Realizadas

---

Eventos	Sin posición	GPS	EGNOS	SISNeT	Distancia
2777	105 [3.78 %]	196 [7.05 %]	1799 [64.78 %]	677 [24.37 %]	20,07 Km

Cuadro 7.1: Disponibilidad GPS, GPS/EGNOS GEO, GPS/EGNOS SISNeT, y distancia estimada.

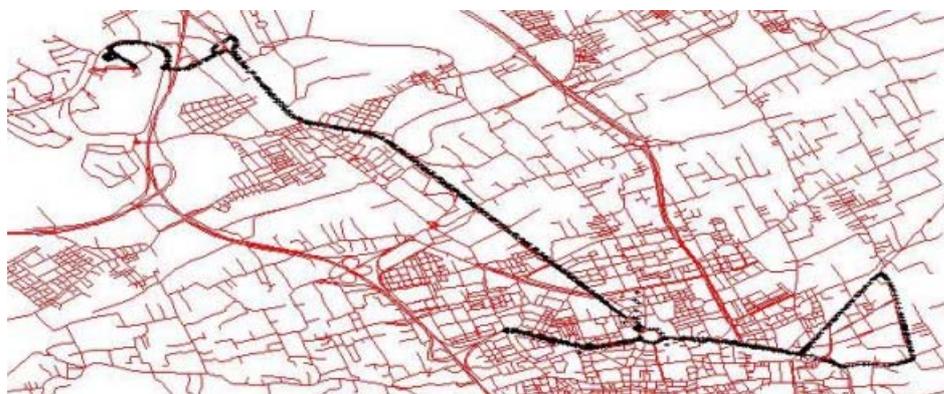
En la gráfica de la figura 7.8.a. se pone de manifiesto la imprecisión de la posición según el valor HDOP. En la figura 7.8.b. se muestra como se producen la mayoría de las indisponibilidades de datos de posición y el número de segundos consecutivos de duración. En este caso, se produce un intervalo de 11 segundos consecutivos sin posición, que supuesta una velocidad máxima de circulación del orden de 40 m/s. supondría una distancia de 440 metros sin posición. Esto se traduce en incrementos puntuales de la HDOP, tal como se muestra en la figura 7.9.a. El número de satélites también varía bruscamente debido a las obstrucciones típicas de las aplicaciones de comunicaciones móviles. Esto se muestra en la figura 7.9.b.

### SENSOR GPS/EGNOS NOVATEL MILLENIUM OEM-3

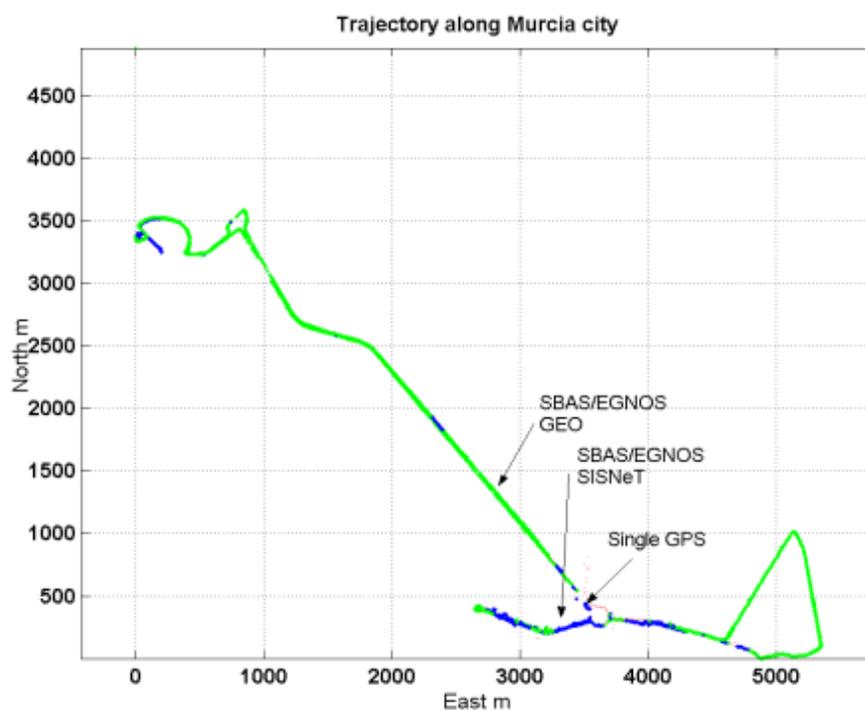
Este sensor GNSS “High-End” Novatel OEM-3 es capaz de ofrecer posicionamiento corregido diferencialmente en modo cinético a 20 Hercios. Está configurado para aceptar corrección SBAS/EGNOS del satélite geostacionario mediante EGNOS (AOR\_E PRN 120 y IOR PRN 131). Disponemos de un módem GPRS/WLAN Nokia D211 insertado en una tarjeta PCMCIA en un SBC (*Single Board Computer*). Esta computadora ejecuta el software de usuario, desarrollado por nosotros, responsable de interactuar con el sensor OEM-3 y con el módem GPRS (capítulo 6). De esta manera, el SBC obtiene una trama PVT cada período del sensor GNSS. La trama PVT es analizada y en caso de no detectar señal EGNOS, el SBC conmuta a modo SISNeT para conseguir las correcciones de posición del GNSS.

Algunos detalles de la trayectoria de la figura 7.10.a con salida en el Campus de Espinardo de la Universidad de Murcia y recorrido por vías de la ciudad de Murcia, se muestran en la figuras 7.10.b, 7.11.a y 7.11.b. La figura 7.10.b muestra las diferencias entre la posiciones *Single* GPS y aquellas en las que se obtuvieron correcciones EGNOS, bien por medio del satélite geostacionario, bien mediante el enlace GPRS. Las posiciones corregidas EGNOS presentan un aspecto más suave, disminuyendo el error de posición horizontal hasta los 3 metros. Sin embargo, en la figura 7.11.a podemos apreciar como cuando las vías se estrechan, la disponibilidad de señal GPS es cada vez más escasa. Incluso empleando un sensor de altas prestaciones como el presentado, los dos grandes problemas de la navegación por satélite están presentes en este tramo: pérdidas de posición y medidas espurias. La figura 7.11.b muestra el paso por un túnel a lo largo de unos 100 metros, en los que no existe salida alguna GNSS.

En el cuadro 7.1 podemos apreciar las ventajas de los sistemas SBAS europeos. EGNOS ofrece correcciones de las posiciones GPS durante un 64.78 % del tiempo de la trayectoria. Por su parte, SISNeT supone un aumento del 24 %, esto es, desde el 64.78 % al 89.15 % de la disponibilidad de posición corregida. A pesar de este gran aumento,

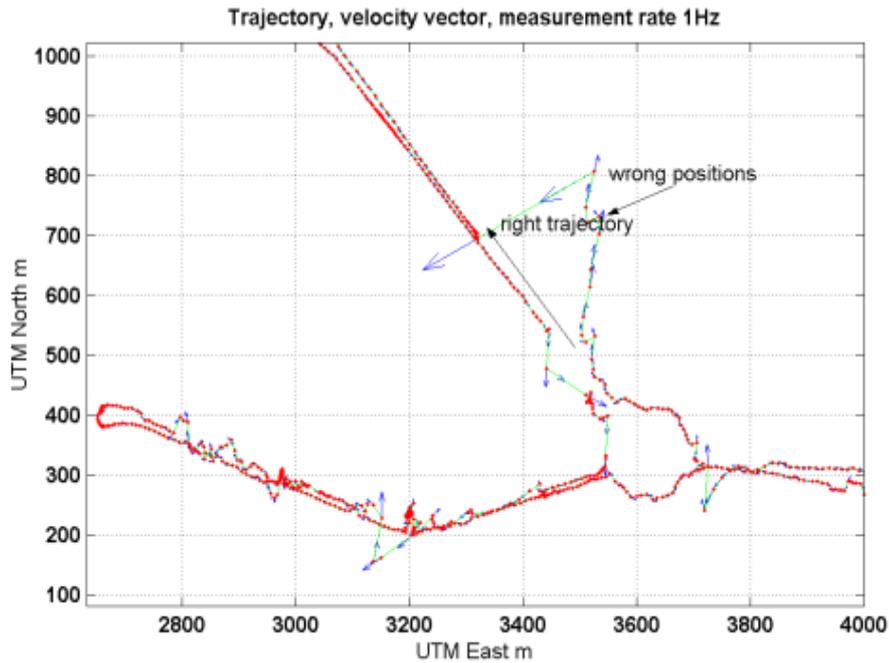


a) Trayectoria completa

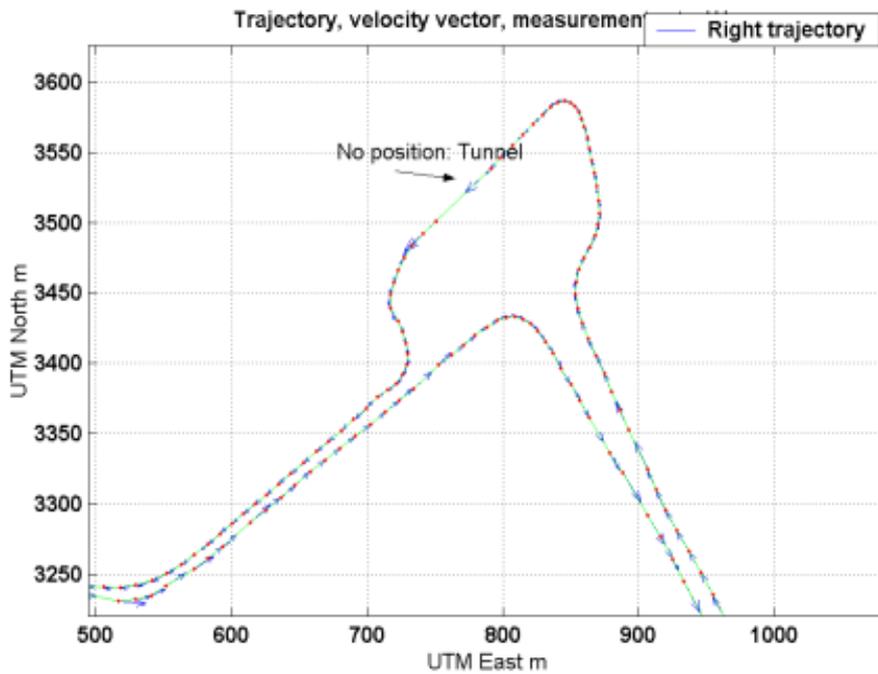


b) Detalle EGNOS-SISNeT

Figura 7.10: Representación de la trayectoria de pruebas realizadas mediante el sensor Novatel Millenium OEM-3. La figura a) muestra la trayectoria completa. En b) podemos observar con más detalle las correcciones EGNOS y SISNeT.



a) Detalle espurios



b) Pérdida de cobertura

Figura 7.11: Prueba realizada mediante el sensor Novatel Millenium OEM-3. La figura a) muestra (detalle de la figura 7.10), muestra pérdidas de señal y medidas falsas. En b) observamos la pérdida total de señal al atravesar un túnel.

para aplicaciones que requieran una PVT de precisión, quedan muchos problemas por resolver.

### SENSOR TRIMBLE GEOXT

Este sensor de coste medio presenta el problema de la poca información y nula capacidad de configuración por parte del usuario. Aún así, la calidad de la solución es relativamente buena. El sistema de almacenaje de trayectorias emplea tres dígitos menos de precisión que uno de gama alta, lo que le incapacita para aplicaciones de alta precisión. Este sensor lo empleamos en pruebas en entornos abiertos únicamente. Permite obtener ficheros de log a intervalos de un segundo. La precisión media de estos datos es del orden de 6 m., pero una vez corregidos diferencialmente se obtiene una precisión del orden de 3 m. Esto nos sirve para validar tanto los datos GIS como el resto de trayectorias realizadas en cualquier ubicación. A continuación se describen una serie de gráficos, donde se aprecia la calidad de este equipamiento.

Inicialmente, se ha seleccionado un fichero de log con la trayectoria Murcia-Águilas-Murcia, con un total de unos 240 km. recorridos (figura 7.12).

En la figura 7.13.a se muestra un detalle de la trayectoria de ida y vuelta. Los puntos indican las lecturas de la posición tomadas cada segundo. En la figura 7.13.b se muestra mediante (+) los puntos de la base de datos GIS correspondientes a la autovía A-7. También se muestran las trayectorias de ida y vuelta, junto con el detalle del paso bajo el túnel de Lorca, de 800 metros de longitud aproximadamente.

Bajando más al nivel de detalle, en la figura 7.14 se muestra la capacidad de discriminar carriles de circulación, así como la buena precisión de los datos GIS.

Otro problema analizado es la medida de la distancia basándose únicamente en los datos GNSS. Se ha tratado de evaluar si existe diferencia significativa en la medida de ésta, según se consideren datos en 2D o bien en 3D. Para ello se ha seleccionado un trayecto con un perfil lo suficientemente notable como para pensar que pudiera darse un error significativo. Concretamente, se ha elegido el trayecto Murcia-Águilas, tal como se muestra en la figura 7.15.a. Se ha procedido a la medida de la distancia por ambos métodos, encontrándose que por el método de 2D la distancia calculada es de 120,523 km. y por el método 3D es de 121,224 km., es decir una diferencia de apenas 700 metros en 120 km., o lo que es lo mismo, un error del 0.5%. En la figura 7.15.b se muestra la distancia acumulada mediante ambos métodos.

La disponibilidad conseguida con el mejor receptor y en las mejores circunstancias de navegación (Trayectoria sobre autovía) ha sido del orden del 97%. En ciudad dicha disponibilidad cae al orden del 50 o 60%.

### GPS/SBAS MERIDIAN PLATINUM MAGELLAN

Sensor portable de pequeño tamaño y gama media. Con una CEP del orden de 3 metros y un coste del orden de 400 euros. No permite ningún tipo de configuración, y sus capacidades están muy limitadas. Algunas trayectorias obtenidas con el mismo pueden verse en 7.16.

## Capítulo 7. Pruebas Realizadas

---

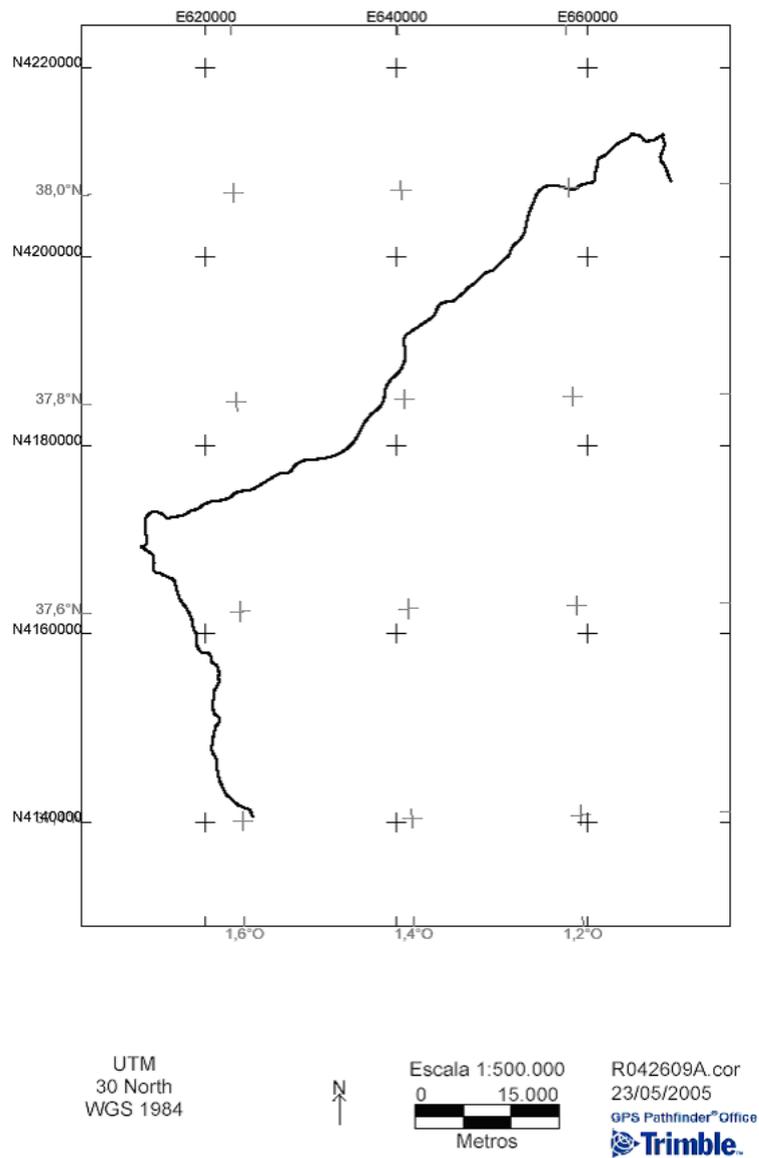
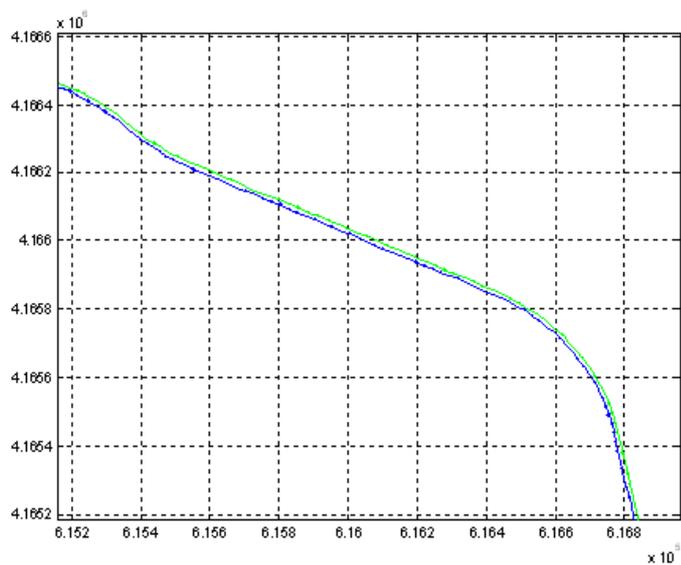
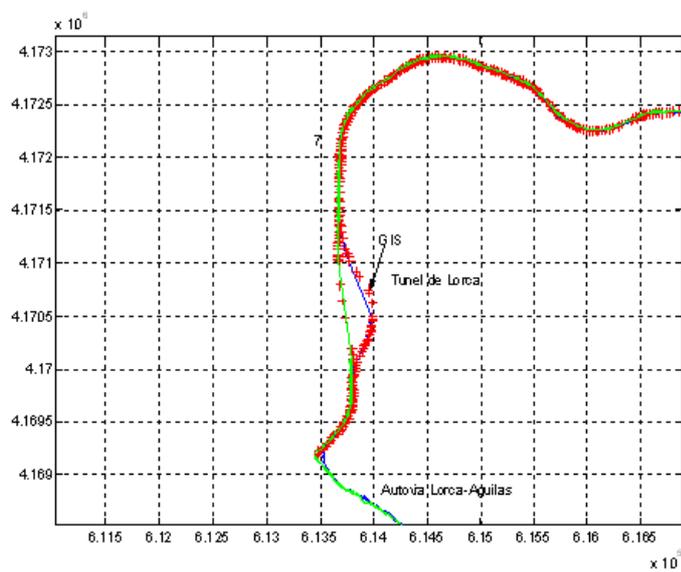


Figura 7.12: Trayecto Murcia-Águilas.

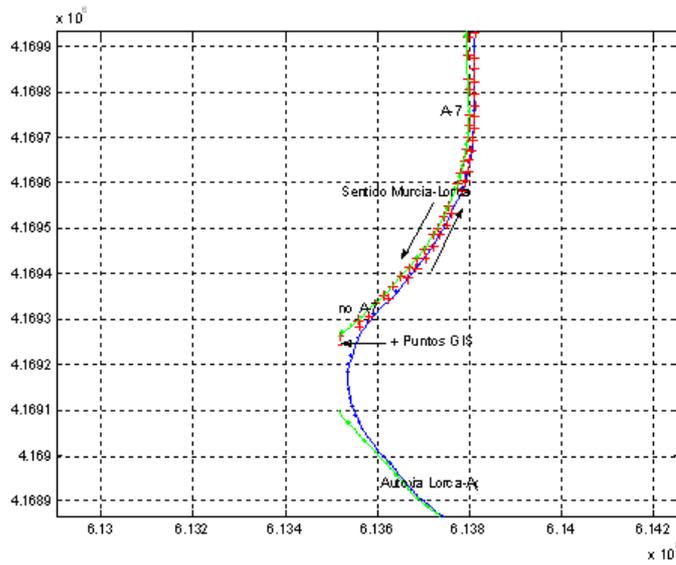


a) Detalle del trayecto

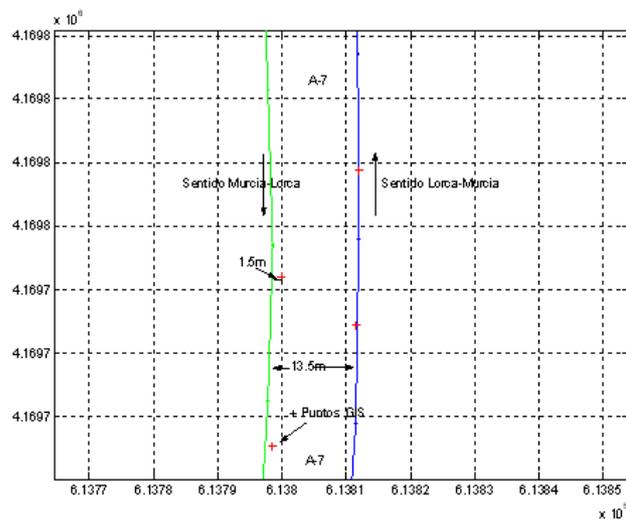


b) Paso por túnel de Lorca y datos GIS

Figura 7.13: Trayecto Murcia-Águilas. Detalle 1.

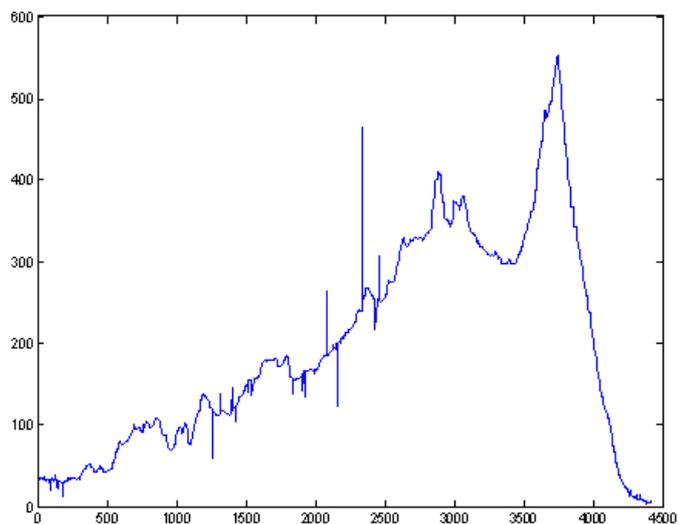


a) Entrada/salida en A-7. Acceso Lorca-Águilas

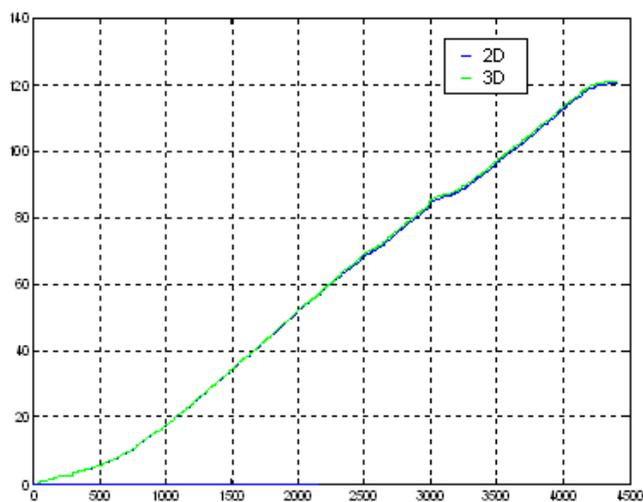


b) Precisión de datos recogidos

Figura 7.14: Trayecto Murcia-Águilas. Detalle 2.

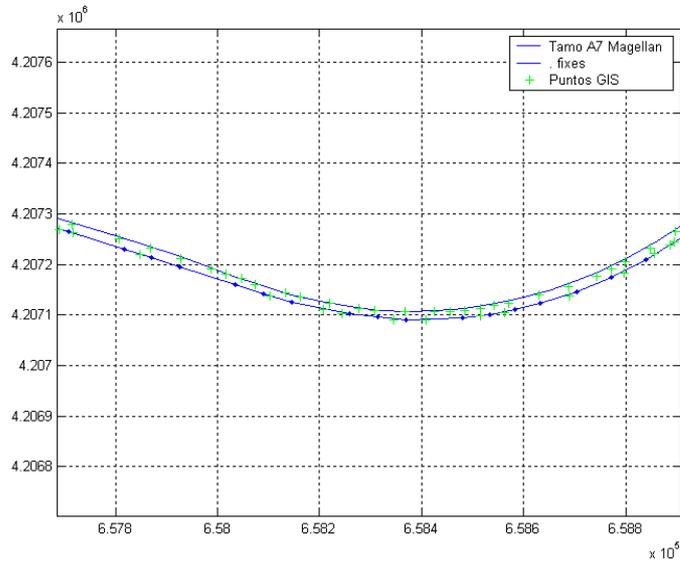


a) Altitud sobre el nivel del mar

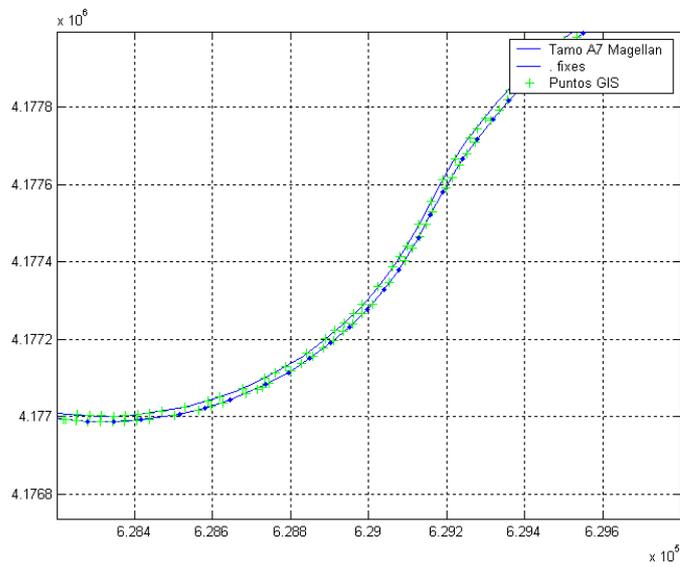


b) Distancia recorrida, métodos 2D y 3D

Figura 7.15: Trayecto Murcia-Águilas. Detalle 3.



a) Trayecto 1



b) Trayecto 2

Figura 7.16: Trayecto recogido mediante el GPS/SBAS Meridian Platinum Magellan.

### 7.1.1 Conclusiones

De los resultados presentados en este apartado podemos obtener las conclusiones siguientes:

- Los sensores GNSS resultan de gran utilidad para la navegación de vehículos terrestres por carretera. Sin embargo, también presentan algunas carencias, tales como los problemas derivados de la visibilidad de los satélites o del multitrayecto de la señal.
- Los sensores GNSS de doble constelación GPS/GLONASS actualmente ofrecen ligeras ventajas frente a los sensores de constelación única, encontrándose los mismos problemas que en estos últimos.
- EGNOS, el sistema SBAS europeo, mejora la solución GPS, presentando mejores cotas de error, además de ofrecer, como veremos, información de integridad más realista que el GPS. Por su parte, SISNeT permite disponer de las mejoras EGNOS vía Internet de manera eficiente.
- Las mejoras obtenidas gracias al empleo de sistemas GNSS/SBAS no suplen el conjunto de necesidades del sistema planteado en la tesis y otras unidades de apoyo al posicionamiento son altamente recomendadas.

## 7.2 Pruebas GNSS/INS

El sistema de navegación utilizado en las pruebas presentadas a continuación, emplea sensores GNSS y medidas inerciales y odométricas como fuentes de información. Estas medidas son fusionadas mediante el filtro de fusión sensorial descrito en el capítulo 6, basado en una arquitectura débilmente acoplada sobre la que se ejecuta un filtro EKF-IMM.

### 7.2.1 Pruebas en Circuito Cerrado

La realización de pruebas reales en el entorno del Campus de Espinardo de la Universidad de Murcia, nos permite evaluar una gran cantidad de características deseables para nuestro sistema de navegación. Para la evaluación de estas pruebas empleamos el mapa de referencia para el Campus de Espinardo desarrollado mediante el paquete Trimble, comentado anteriormente.

La figura 7.17 muestra una fotografía aérea del Campus de Espinardo. Las trayectorias se realizaron principalmente a lo largo del anillo exterior. La velocidad en el campus está limitada a 50 km/h. Además, el campus posee semáforos y resaltos para controlar la velocidad de los vehículos. Tomando en cuenta que las pruebas se realizaron en condiciones de tráfico normales, podemos considerar las condiciones de la prueba bastante similares a la que ofrecería una ciudad pequeña.

La carretera del anillo principal del campus posee dos carriles en cada sentido en la mayor parte del mismo. En ambos sentidos, un vehículo que circule con una antena



Figura 7.17: Campus de Espinardo de la Universidad de Murcia (imagen obtenida mediante GoogleEarth ©).

receptora GNSS en su parte superior, como es el caso del vehículo prototipo, posee buena cobertura, tanto de la constelación GPS como del satélite geoestacionario. Con el objetivo de comprobar el funcionamiento del sistema de posicionamiento en condiciones más desfavorables, se inhabilitó la captura de señales GNSS durante diferentes períodos. Además se añadió ruido propio de problemas como el del multitrayecto (explicado en el capítulo dedicado a los sistemas GNSS).

Los resultados obtenidos durante una de las pruebas se pueden ver en la figura 7.18. En ella se pueden apreciar los principales problemas de las señales GNSS, comentados a continuación con más detalle.

### Control de fallos

Si pretendemos conseguir una solución fiable, los fallos del sistema deben ser detectados y las acciones oportunas llevadas a cabo. Cuando hablamos de fallos en el sistema debemos considerar, no sólo fallos hardware y software, sino también los errores en las medidas procedentes de los sensores. El software desarrollado para nuestro sistema de navegación, ejecuta el filtro incluso en el caso de que algún sensor no esté disponible, ofreciendo información al usuario relativa a la calidad de la posición ofrecida (parámetros de integridad), y al fallo detectado por el sistema (por ejemplo, mostrando el mensaje “No hay medidas INS” en la barra de estado y cambiando el icono del estado del sensor inercial a OFF). En este apartado nos centraremos en el problema de las medidas falsas procedentes de los sensores, concretamente los sensores GNSS. Los sensores inerciales, al no emitir ni recoger ondas de radio o magnéticas, no están sujetas a los problemas de propagación de la señal, por lo que emplearemos un algoritmo de control de las tramas serie, además de la validación de la innovación mediante la inecuación de Nyquist.

Las medidas falsas son probablemente la peor consecuencia de los errores producidos en los sensores GNSS. Dichas medidas, aún siendo catalogadas como buenas por el

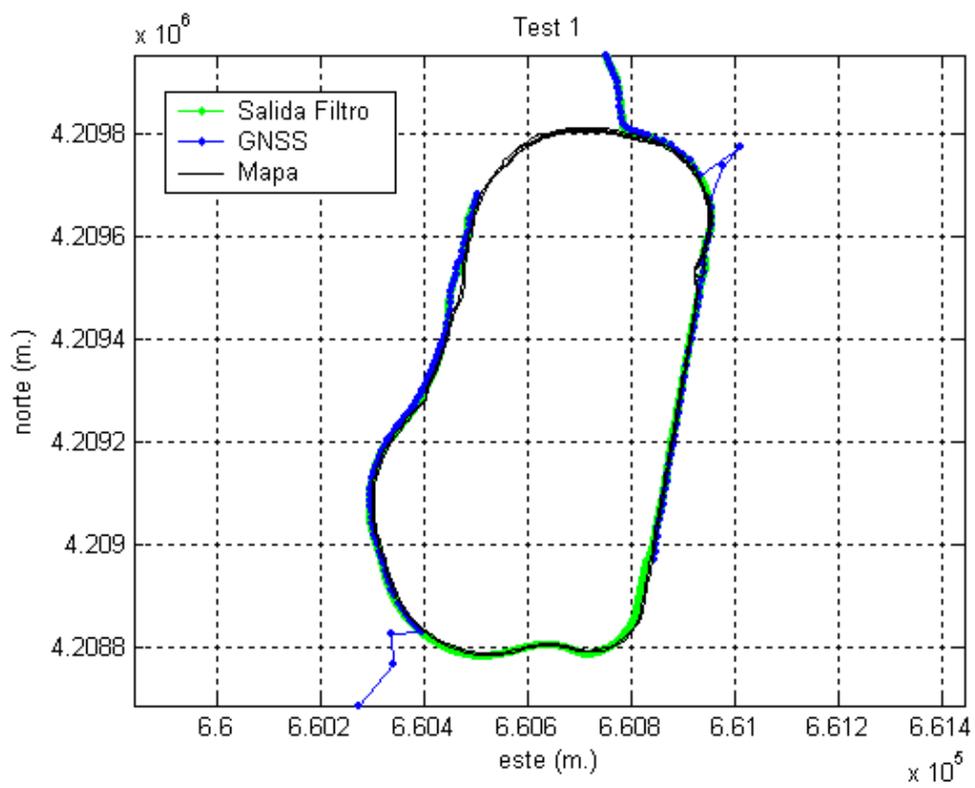


Figura 7.18: Trayectoria realizada en el campus de Espinardo.

## Capítulo 7. Pruebas Realizadas

---

propio sensor, no cumplen con los requisitos de precisión esperados. Son comúnmente consecuencia de problemas de multitrayecto y ángulos de elevación de los satélites bajos.

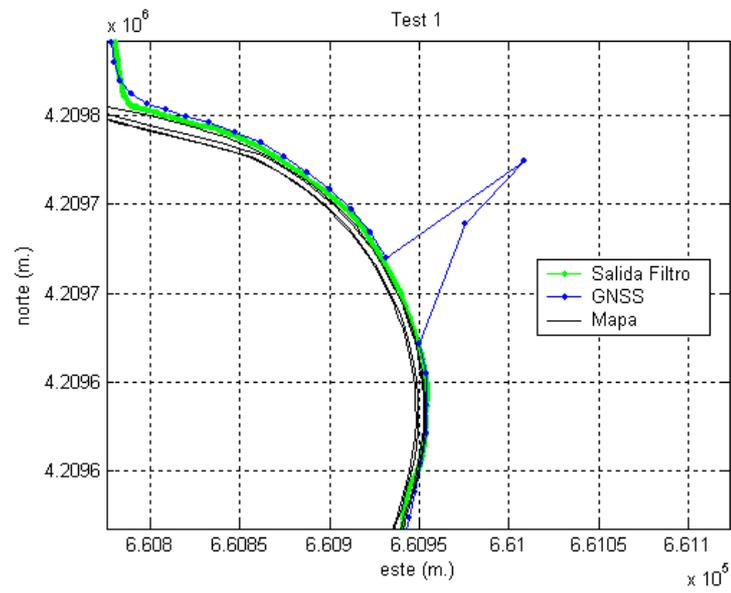
La figura 7.19 presenta dos ejemplos típicos de medidas espurias. La situación que representa la figura 7.19.b) es especialmente problemática. Pongamos el ejemplo de la entrada en un túnel. Al disminuir el número de satélites, como consecuencia de la obstrucción de la señal, el cálculo de las últimas posiciones GNSS se realiza con medidas de menor calidad, y empleando satélites que poseen ángulos de visibilidad bajos, por lo que la solución, si existe, es de peor calidad. Sin algoritmos que prevengan estas situaciones, los cálculos de las posiciones basados en medidas de velocidad y aceleración partirían de valores iniciales erróneos, por lo que los sucesivos valores de posición y velocidad estarían corruptos.

Para la detección de medidas falsas, además de los algoritmos de validación dedicados a cada sensor, se empleó un algoritmo de Nyquist, tal y como se explicó en el apartado dedicado al filtro multisensorial. Cabe comentar a modo de recordatorio que el algoritmo de Nyquist se basa en comparar la innovación que ofrece una observación respecto a la estimación del estado. Dado que las variables de estado definidas en nuestro filtro son variables cinemáticas propias del movimiento del vehículo, el algoritmo de Nyquist aplicado a la validación de medidas procedentes de GNSS se puede traducir, en el caso de nuestro sistema de posicionamiento, como un criterio de validación de una observación de la posición basándonos en las características cinemáticas del mismo. Para entender este algoritmo bastará con un ejemplo sencillo pero ilustrativo: Si nuestro vehículo se mueve a una velocidad máxima de 10 m/s. trascurrido un segundo no es posible que esté a mucho más de 10 metros de su posición anterior, y por tanto, todas las observaciones que no cumplan este requisito deberán ser falsas.

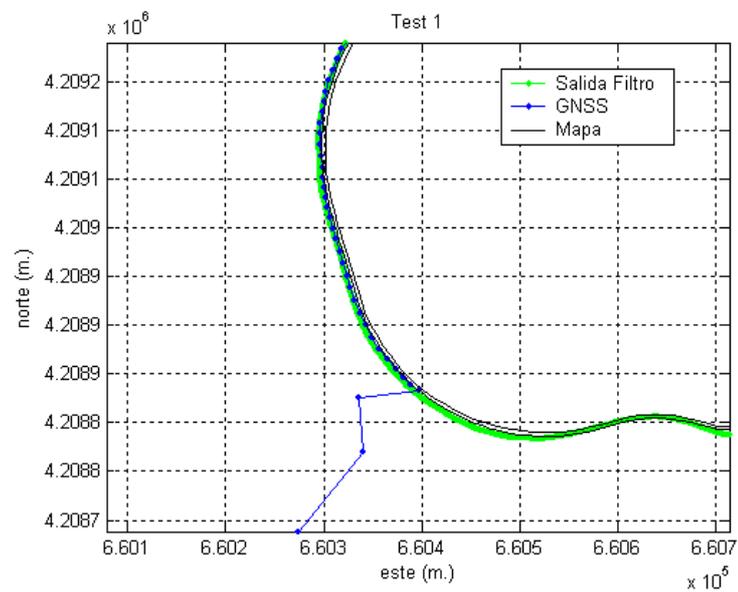
Como se puede apreciar en la figura 7.19, el filtro empleado clasifica dichas medidas como falsas, por lo que desoye la información que estas aportarían a la solución del problema.

Las figuras 7.20–7.23 muestran los resultados obtenidos por las soluciones tradicionales al mismo problema comparadas con el resultado obtenido por el filtro EKF con fase de validación implementado en la tesis. Los sistemas tradicionales, basados únicamente en *Dead Reckoning* emplean las medidas odométricas y los valores de orientación obtenidos mediante el compás electrónico para suplir las pérdidas de cobertura GPS. En un entorno urbano, como el mostrado en la figura 7.20, los errores debidos al multitrayecto y las pérdidas de cobertura son muy frecuentes. En esta figura, podemos observar como la solución basada en *Dead Reckoning*, en verde en la gráfica (DR), si bien funciona en ciertas condiciones favorables, ofrece una mala solución para problemas más complejos, como el de la pérdida de cobertura tras posiciones GNSS espurias. En esta misma figura podemos ver como la solución basada en el filtro EKF (en rojo), suaviza los efectos de las medidas falsas. Sin embargo, si no se implementa ningún algoritmo de validación, la solución está corrompida por las malas posiciones GNSS (figura 7.21).

La figura 7.22 muestra el mismo problema, solucionado por el sistema tradicional de *Dead Reckoning* (en verde), y por nuestro filtro EKF (en rojo) que realiza una fase de validación Nyquist para las medidas, antes de la actualización del estado, tal y como



a)



b)

Figura 7.19: Posiciones espurias de los GNSS.

## Capítulo 7. Pruebas Realizadas

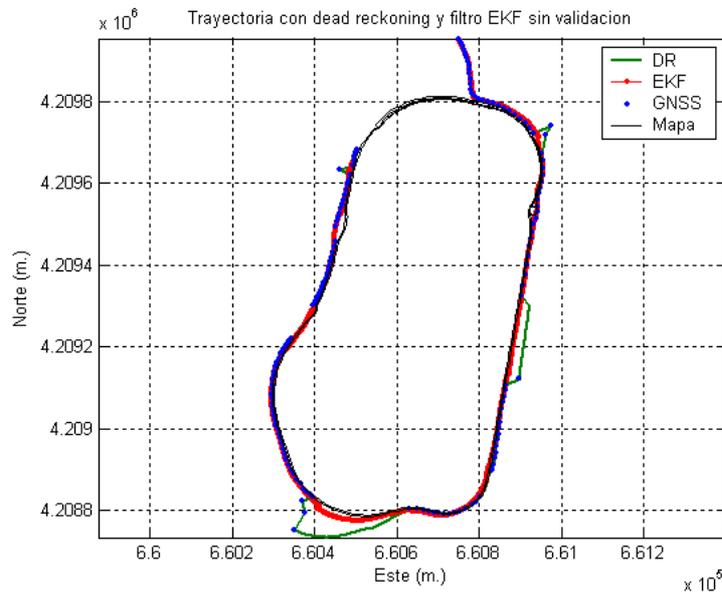


Figura 7.20: Trayectoria realizada en el campus de Espinardo. Solución mediante *Dead Reckoning* y filtrado EKF sin fase de validación

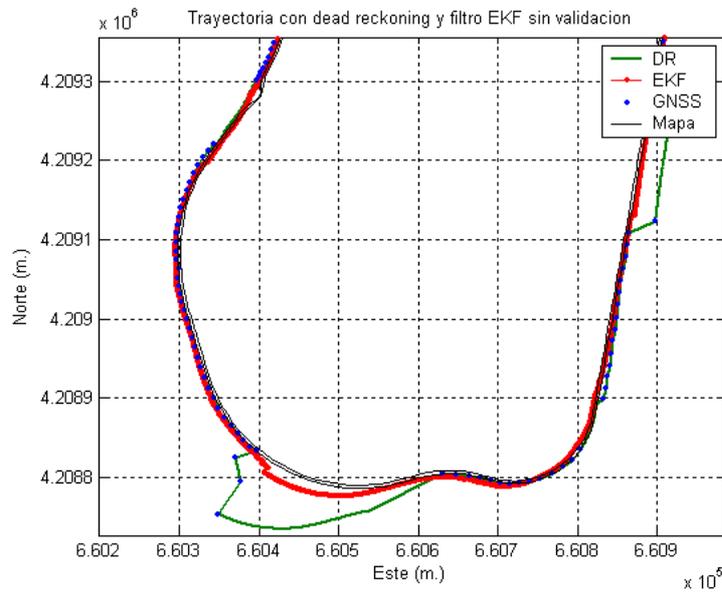


Figura 7.21: Detalle de la trayectoria con *Dead Reckoning* y filtrado EKF sin fase de validación.

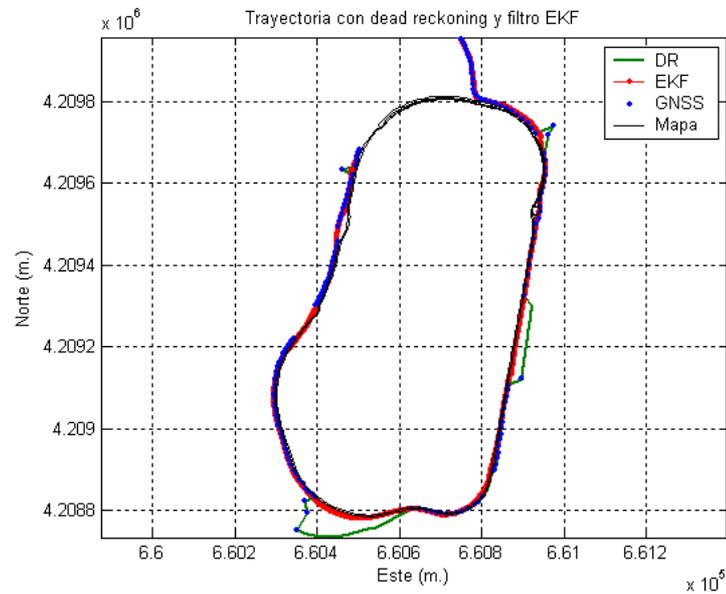


Figura 7.22: Trayectoria realizada en el campus de Espinardo. Solución mediante *Dead Reckoning* y filtrado EKF con validación.

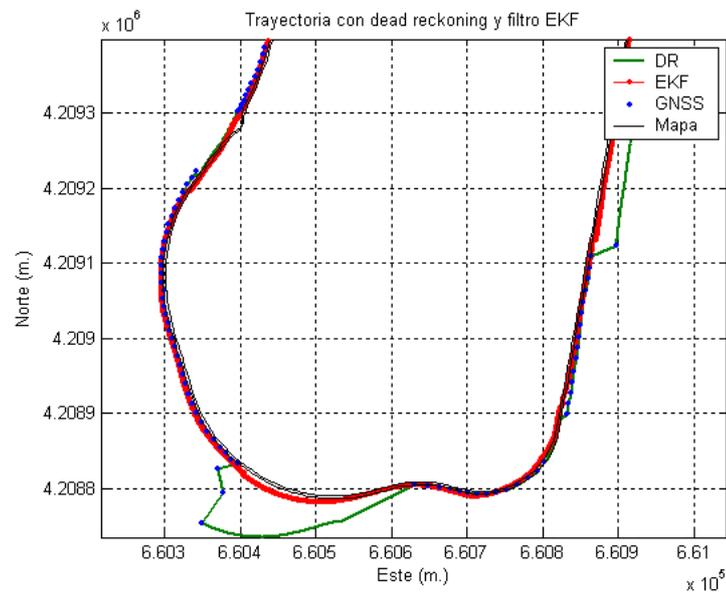


Figura 7.23: Detalle de la trayectoria con *Dead Reckoning* y filtrado EKF con validación.

## Capítulo 7. Pruebas Realizadas

---

se explicó en el apartado dedicado a la fase de validación del filtro EKF del capítulo anterior. La figura 7.23 muestra el mismo trayecto de la figura 7.21, con validación de medidas. Como se puede apreciar, las medidas GNSS afectadas por el problema de multitrayecto, no corrompen la solución en este caso.

### Posicionamiento continuo

Junto con la detección de medidas falsas comentada en el apartado anterior, la garantía de continuidad en el posicionamiento nos permite hablar de un sistema de alta integridad. Para estudiar la deriva de la posición cuando no existen señales GNSS, se han inhabilitado todas las señales procedentes de estos sensores en el filtro en zonas donde sí existía cobertura. Esto nos permite calcular el error cometido con más precisión, ya que podemos emplear de manera simultánea tanto nuestro sistema, como un sensor GNSS independiente que nos permita crear un mapa de alta precisión hecho a medida. Mediante este método, hemos podido comprobar como los mapas comerciales adquiridos a la empresa Navteq, presentan errores horizontales superiores a 10 metros en ciertas zonas del campus.

La figura 7.24 presenta con más detalle la trayectoria durante la pérdida de cobertura GNSS. La pérdida de cobertura se produce durante un período de unos 30 segundos y una distancia aproximada de medio kilómetro. Como se aprecia en la figura, la deriva de la posición crece con el tiempo, como consecuencia de la integración de las medidas de las aceleraciones, velocidades y ángulos de giro. Sin embargo, como se aprecia en la figura 7.24.b, la deriva en la posición no supera los 5 metros en el momento en el que se recupera cobertura GNSS. El error de posicionamiento permanece por debajo de los 5 metros durante el período de ausencia de cobertura de los satélites. Con el objeto de facilitar su comprensión en la representación de la trayectoria de dicha figura se ha desplazado el origen de coordenadas hasta la posición de partida del vehículo.

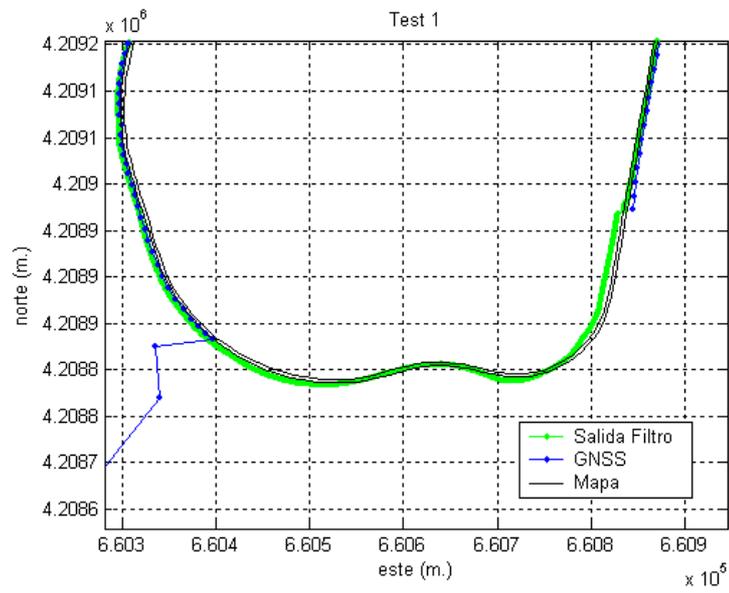
Las siguientes figuras [7.25 – 7.32] representan algunas de las gráficas más representativas de este trayecto.

La figura 7.33 muestra la misma trayectoria en la que hemos inhabilitado las medidas GNSS durante 5 minutos y unos 2,5 kilómetros. Durante este trayecto la deriva de la posición permanece por debajo de los 40 metros.

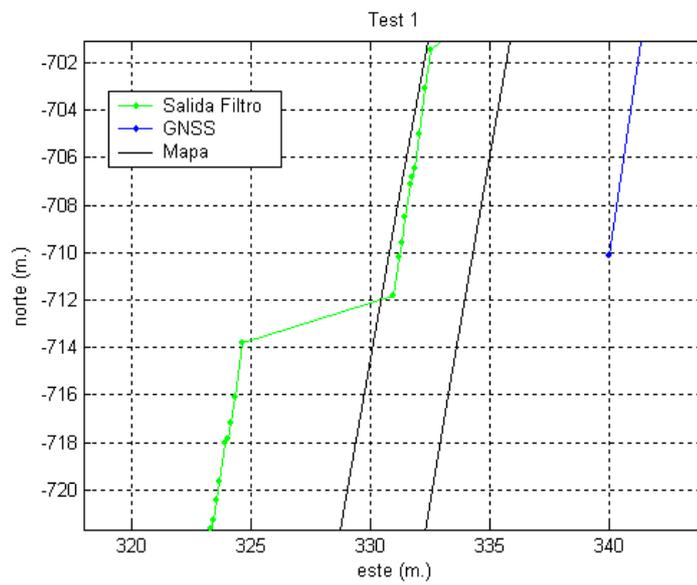
En este circuito y en condiciones similares a las descritas se realizaron numerosas pruebas, obteniendo resultados semejantes.

### Conclusiones

El estudio de la actuación de nuestro sistema en un circuito cerrado facilita el control de las condiciones para su evaluación, permitiendo obtener resultados dedicados a características concretas. En los dos aspectos claves a evaluar en estas pruebas, control de fallos en las medidas y posicionamiento continuo, el sistema de navegación desarrollado ofrece resultados satisfactorios.



a)



b)

Figura 7.24: Pérdida de señal GNSS.

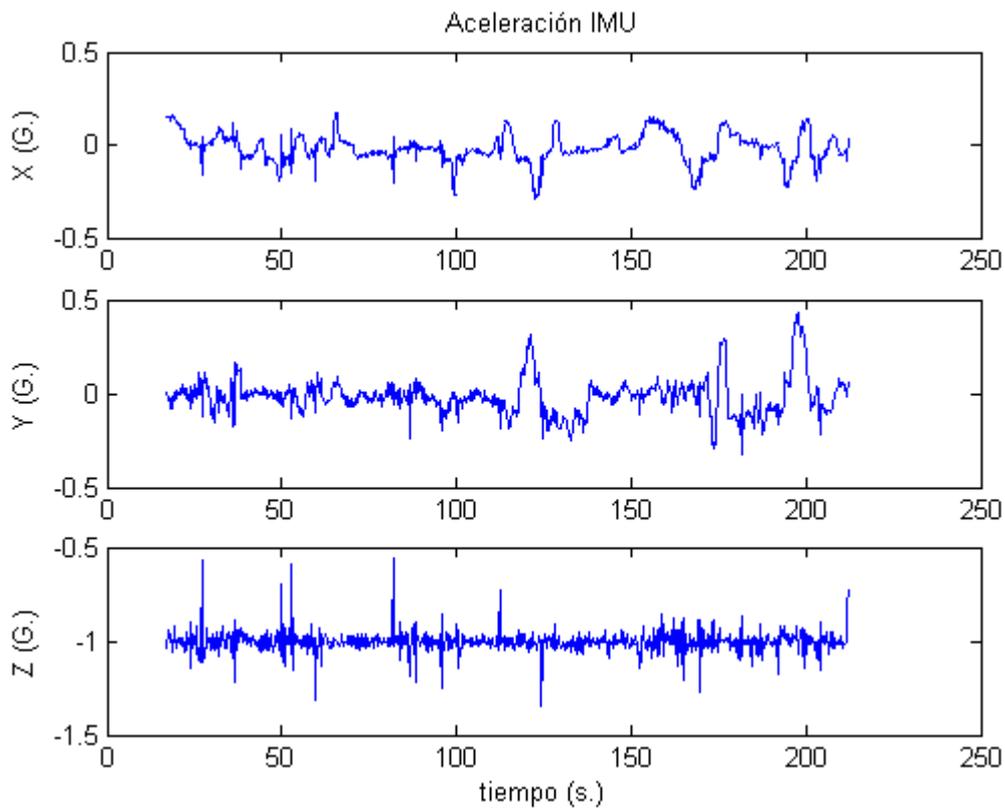


Figura 7.25: Aceleraciones en el sistema de referencia local.

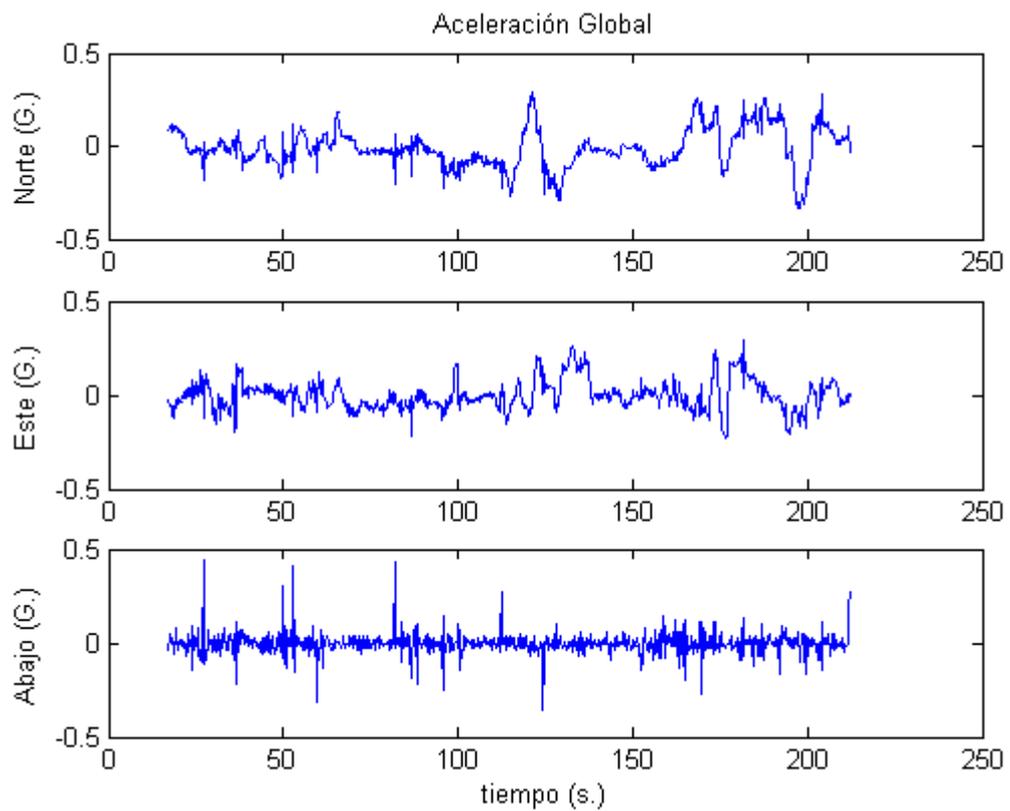


Figura 7.26: Aceleraciones en el sistema de referencia global. Estos valores se obtienen tras la transformación de coordenadas al sistema global de referencia y la aplicación del modelo gravitacional.

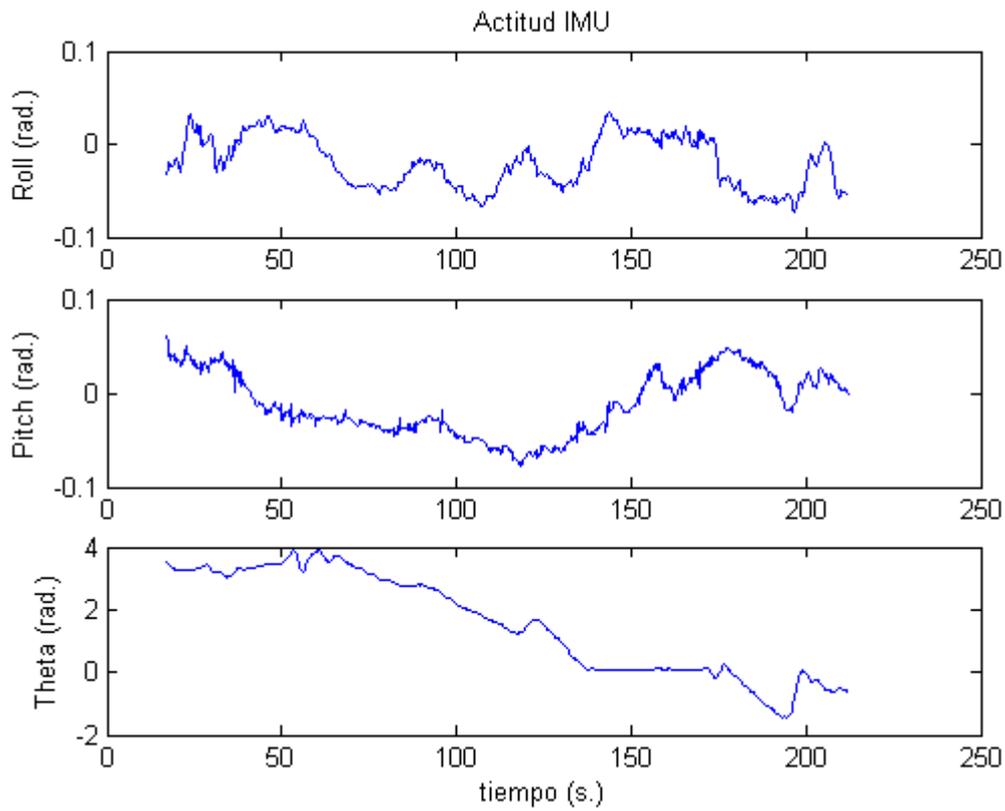


Figura 7.27: Actitud del vehículo durante el recorrido. Los valores de *roll*, *pitch* y *yaw* (*theta* en la gráfica) son obtenidos mediante la integración de las medidas de velocidad de giro en cada eje coordenado de la unidad inercial.

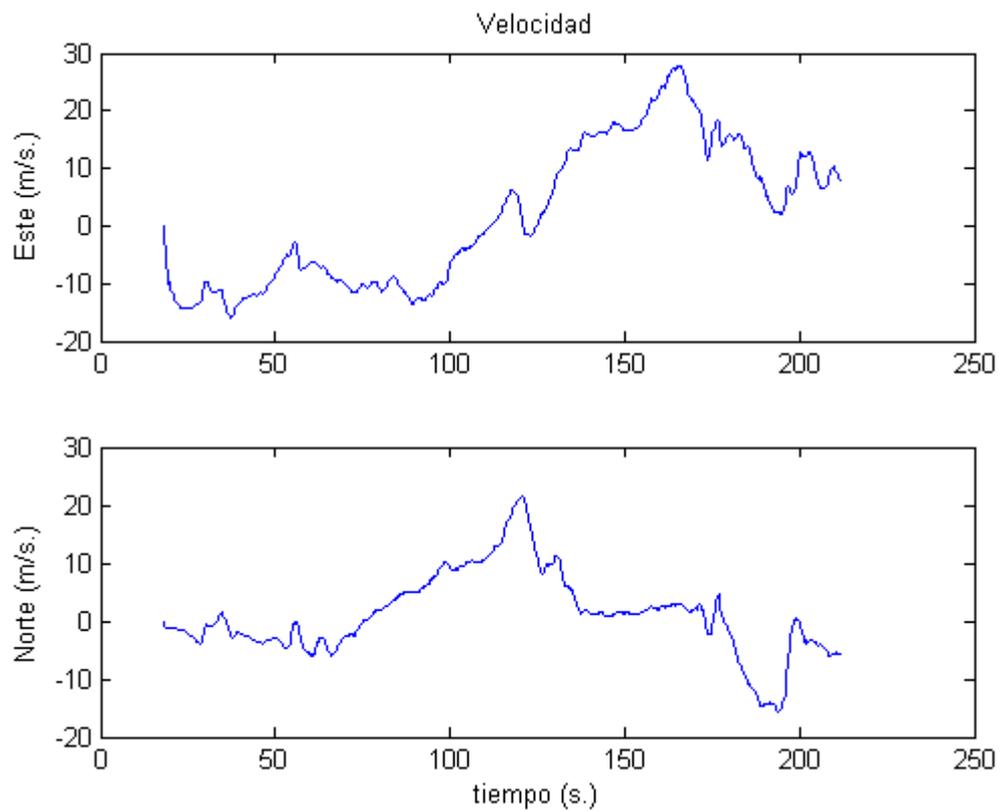


Figura 7.28: Velocidades durante el trayecto en el sistema de referencia global, tras haber transformado las coordenadas de la velocidad en el centro de masas al sistema de referencia global.

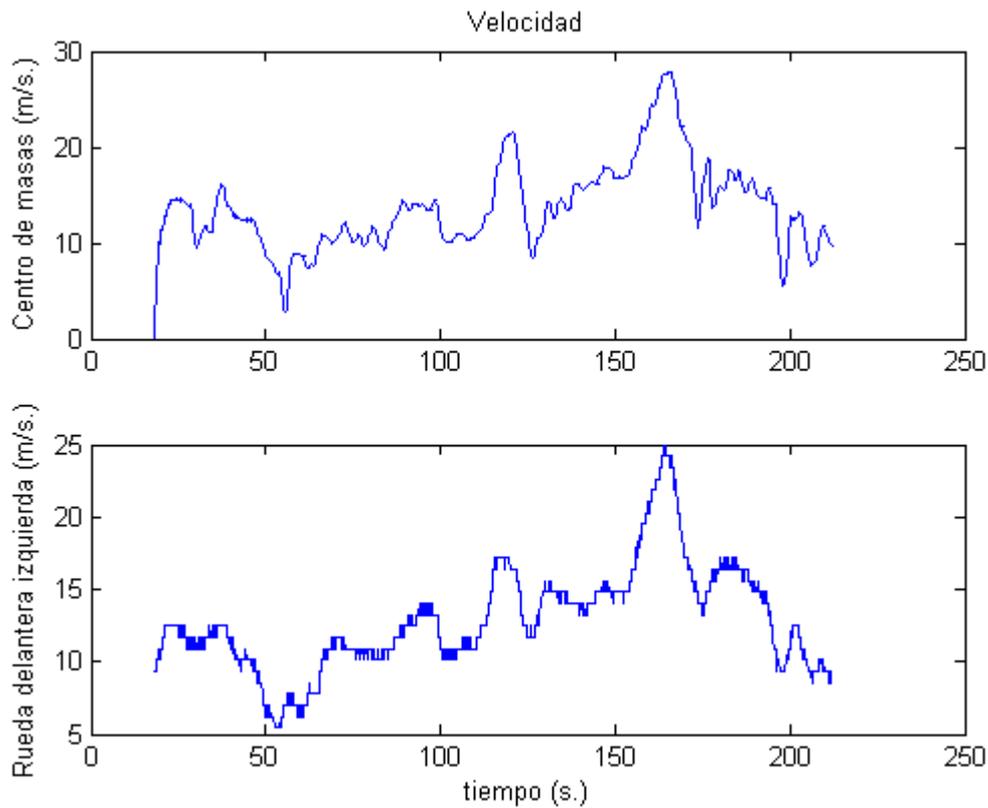


Figura 7.29: Velocidades en el centro de masas y en la rueda delantera izquierda durante el trayecto. En esta gráfica podemos comparar el valor medido en la rueda, muy estratificado debido a la baja resolución de los captadores ABS, con el valor de la velocidad en el centro de masas, de característica más suave debido a la acción del filtro multisensorial.

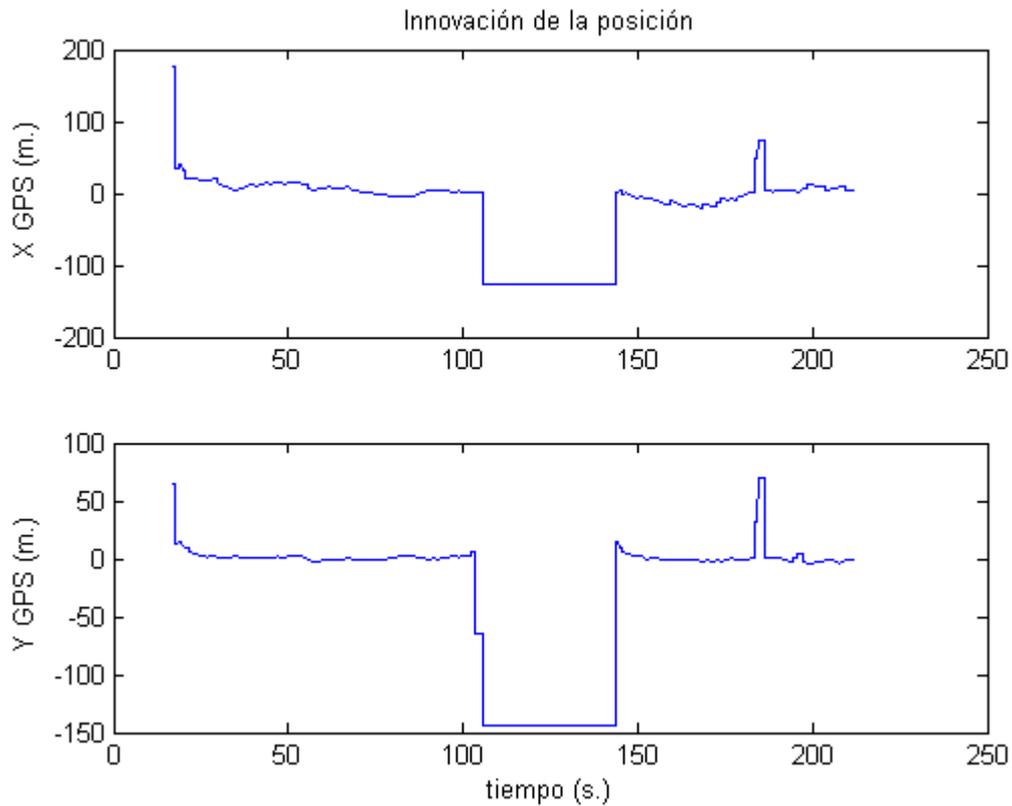


Figura 7.30: Innovación del valor de la posición respecto a las medidas GNSS. Podemos observar como, tras la inicialización, el valor de las variables de innovación de la posición respecto a las observaciones GNSS es reducido y poco alterado. Sin embargo, este valor se dispara en ambas coordenadas con la llegada de una medida espuria, tras la cual se perdió cobertura GNSS. Superado un determinado valor umbral, el algoritmo de Nyquist implementado rechazará estas observaciones (permaneciendo durante ese período el valor de estas variables constante), no empleándose en el proceso de integración. Las gráficas muestran su aspecto habitual cuando aparecen nuevas observaciones GNSS y sus valores son interpretados como buenos. El segundo pico que se aprecia en las gráficas se corresponde con el instante en el que se capturan nuevas medidas espurias, aunque en este caso no se llegó a perder cobertura en ningún momento.

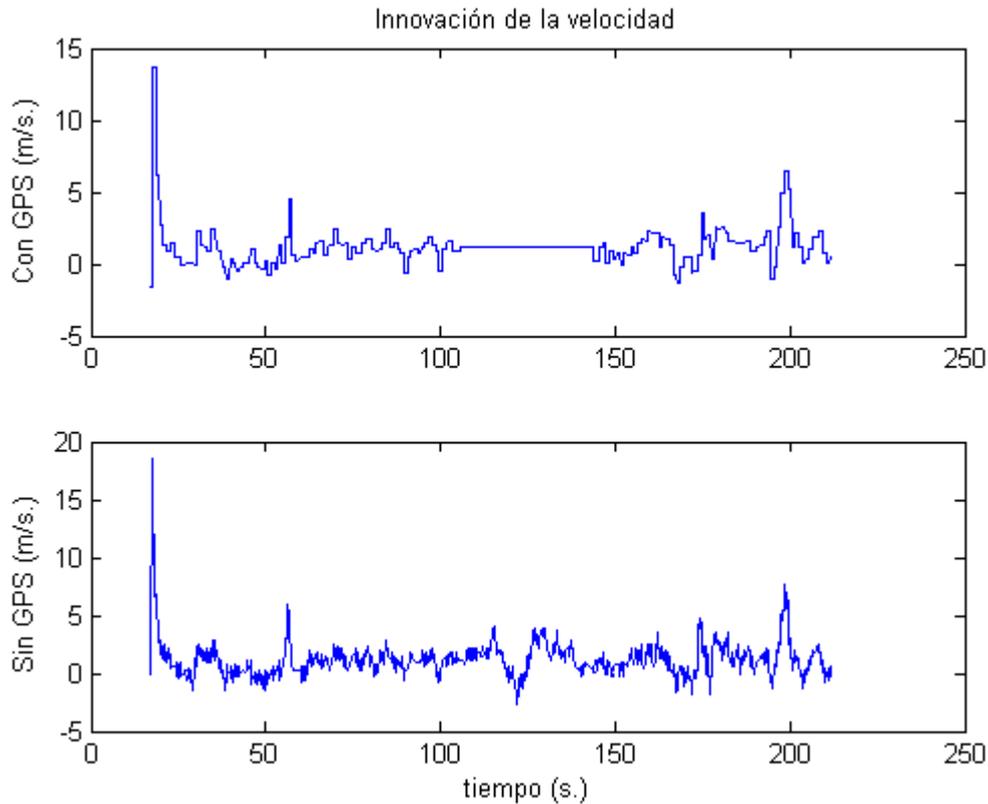


Figura 7.31: Innovación del valor de la velocidad respecto a las medidas de la velocidad. En esta gráfica se aprecia claramente como en los instantes en que disponemos de señal GNSS, los valores de las velocidades en el centro de masas estimadas tanto por el sistema GNSS, como por el resto de los equipos sensores son similares. En el período de pérdida de cobertura GNSS el resto de las observaciones mantienen valores correctos en las innovaciones de velocidad.

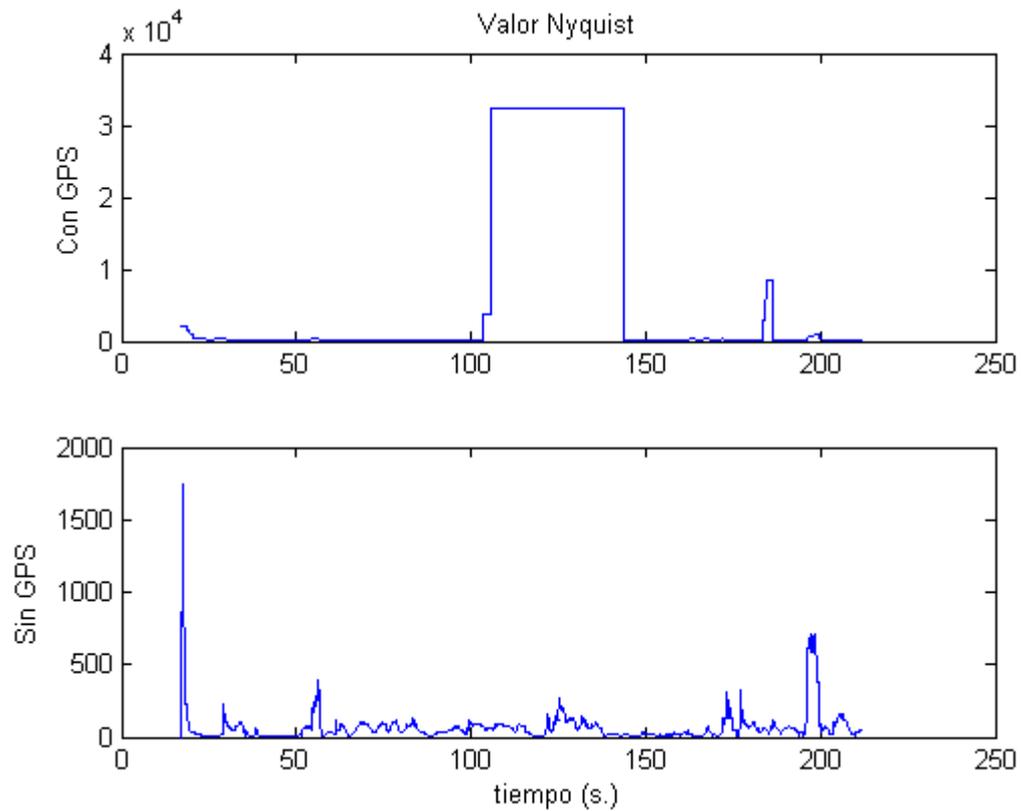


Figura 7.32: Factor de calidad Nyquist de las observaciones. Como observamos, las observaciones GNSS son muy positivamente interpretadas por el algoritmo de Nyquist, hasta el momento en el que medidas espurias aparecen. Si bien el valor Nyquist asociado al resto de las observaciones presenta valores de rechazo mayores durante la mayor parte de la trayectoria, también garantiza la validación de las observaciones en caso de pérdida de cobertura GPS.

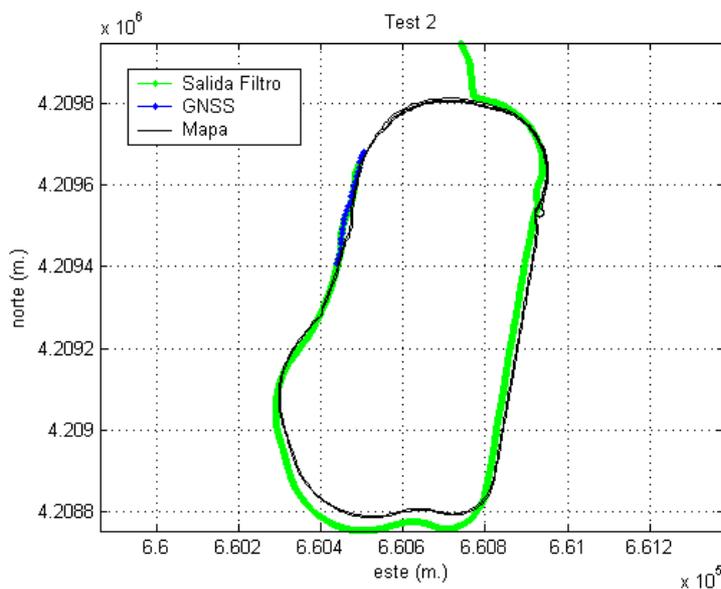


Figura 7.33: Pérdida de señal GNSS durante largos períodos de tiempo.

## 7.2.2 Pruebas en Entornos Abiertos

Para la evaluación de nuestro sistema de navegación en entornos abiertos se realizaron diversas pruebas en carreteras nacionales y autovías próximas al Campus de Espinardo y a Murcia ciudad. Hemos seleccionado para la presentación, una trayectoria de unos 30 minutos y 24 km. realizada partiendo del Campus de Espinardo, y circulando por las vías A7, Autovía del Noroeste, MU-30 y N-301 y algunas vías menores.

Para la visualización de los resultados empleamos la aplicación AVANT, que será descrita con detalle en el apéndice A. Esta aplicación nos permite visualizar las posiciones del vehículo tanto en tiempo real, como en modo simulación, leyendo las medidas almacenadas durante la trayectoria. Funciona de esta manera como una caja negra con la que podemos reproducir la trayectoria descrita por el vehículo, permitiendo analizar los resultados con más detenimiento.

Las características deseables en una prueba de largas distancias son la garantía en la continuidad de la solución y la detección de errores en el posicionamiento por satélite, más que la precisión de la solución en sí, dependiente principalmente del tipo de receptor GNSS empleado. Así pues, empleando un receptor Novatel-OEM3 que interprete tramas GPS-EGNOS, como el descrito en el capítulo dedicado al sistema de sensorización, las cotas de error de posición permanecerán por debajo de los 5 metros. El resto de los sensores deben garantizar una solución de calidad en los períodos de falta de cobertura de la señal, principalmente túneles y cuando circulamos bajo vías que se cruzan. Como se comenta en el apéndice B, los sistemas de peaje electrónico (comúnmente llamados sistemas de *Road Pricing*) son actualmente la aplicación estrella de los servicios basados en localización para grandes distancias. Estos sistemas de telepeaje se deben fundamentar en la garantía de una posición íntegra, con el fin de conseguir el respaldo legal y técnico necesario para su funcionamiento. Nuestro sistema de bajo



Figura 7.34: Imagen de la zona de la prueba en un entorno abierto (imagen obtenida mediante GoogleEarth ©).

coste, cumple con los principales requisitos de este tipo de aplicaciones (apéndice B).

La figura 7.35 presenta la trayectoria realizada por el recorrido Espinardo-A7-Autovía del Noroeste-N301 y la figura 7.36 la representa en la aplicación AVANT. Para este tipo de pruebas se han empleado los mapas Navteq, por lo que al evaluar los errores en el posicionamiento debemos considerar los errores de los propios mapas, acotados a 20 metros en posición horizontal según las especificaciones del fabricante. En la figura se aprecian claramente dos zonas en las que se pierde la señal procedente de los satélites. En la parte izquierda de la trayectoria, la señal se perdió al circular bajo una vía de acceso a la autovía. En este caso, la pérdida de cobertura duró unos 5 segundos, durante los cuales la solución no sufrió ninguna deriva notable gracias al apoyo de los sensores autónomos. En la parte inferior de la figura, si se aprecia una pérdida de cobertura notable, de unos 1 100 metros, debida a un túnel. Como se observa, el sistema de navegación nos ofrece una solución continua en este tramo siendo la diferencia entre la solución del filtro y la referencia Navteq de menos de 5 metros en el momento en el que se recupera cobertura GPS. Los sensores inerciales y los captadores odométricos permiten disponer de posicionamiento incluso en casos de pérdida total de posición vía satélite. La figura 7.37 muestra una fotografía del túnel que nos sirve para comparar la posición ofrecida por el filtro y la trayectoria a lo largo del túnel. El mantenimiento de una solución de calidad e íntegra durante las pruebas realizadas en entornos abiertos cumple los objetivos marcados para los mismos.

## Capítulo 7. Pruebas Realizadas

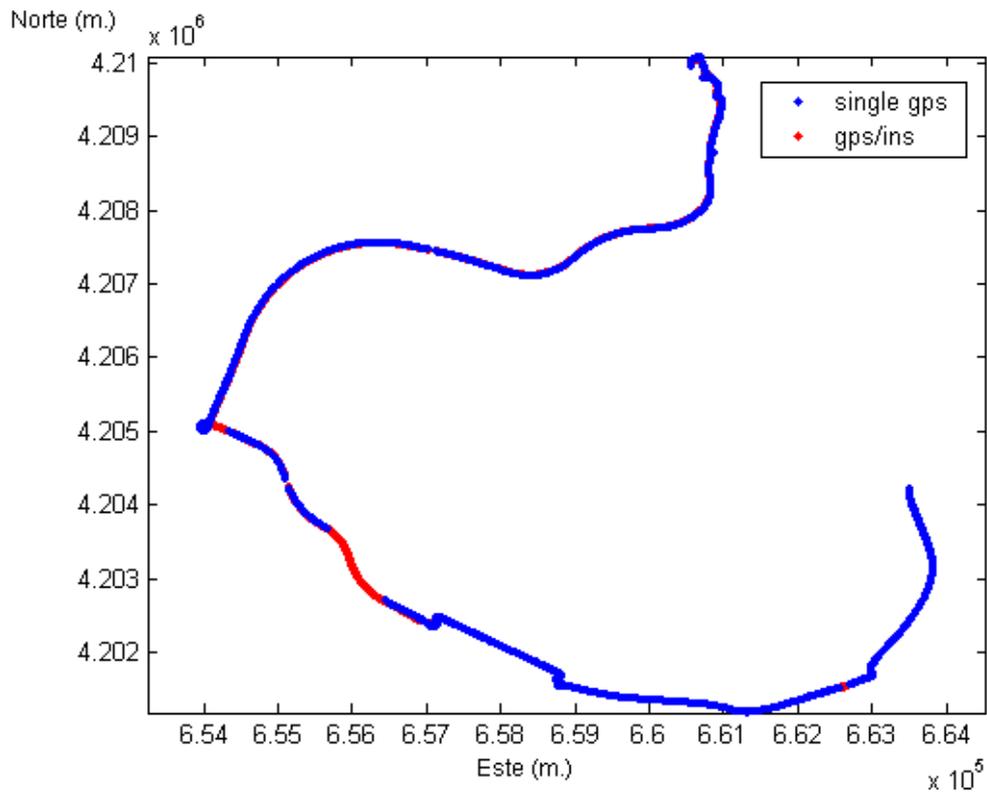


Figura 7.35: Trayectoria Espinardo-A7-Autovía del Noroeste-N301.

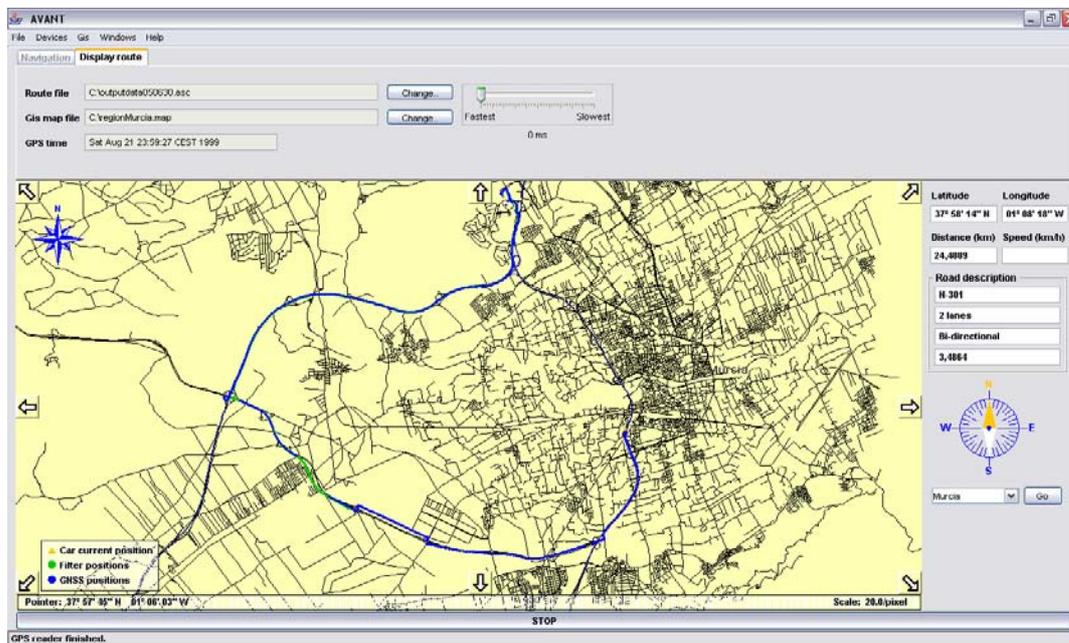


Figura 7.36: Trayectoria Espinardo-A7-Autovía del Noroeste-N301 en la aplicación AVANT.



Figura 7.37: Imagen aérea del túnel de Alcantarilla (imagen obtenida mediante GoogleEarth ©).

### 7.2.3 Pruebas en Entornos Urbanos

Sin duda, las mayores dificultades que un sistema de navegación de bajo coste y alta integridad debe superar se encuentran en zonas urbanas. Así pues, cuando hablamos de entornos desfavorables, además de prevenir las posibles fuentes de error que se pueden dar en el posicionamiento del vehículo, como hicimos en las pruebas en circuitos cerrados, debemos realizar un test del sistema en un entorno urbano, buscando los puntos negros del mismo y en las peores condiciones posibles.

La figura 7.38 muestra los resultados obtenidos en febrero de 2005 al recorrer un circuito interurbano-urbano en las cercanías de la ciudad de Murcia. En la fecha de realización de esta prueba, el sistema odométrico no estaba operativo, y el compás fue descartado como elemento sensor debido a la mala calidad de sus medidas. Además, la señal EGNOS no se encontraba disponible por lo que podemos hablar por tanto de una solución GPS/INS pura. La figura muestra la diferencia entre una solución *Single GPS* (izquierda), y la ofrecida por nuestro sistema GPS/INS integrado (derecha). Durante los 36 minutos de recorrido, se perdieron alrededor de 3500 posiciones GPS, equivalente a unos 6 minutos de posicionamiento únicamente sostenido por la unidad inercial. Como se puede apreciar comparando las imágenes de las figuras 7.38 y 7.39 (en la que se muestra una fotografía aérea de la zona de pruebas), la señal GPS, que funcionaba de forma correcta en las zonas abiertas, tiene numerosos problemas en el entorno urbano. Gracias al apoyo del sistema inercial el filtro ofrece una salida continua, que cubre las carencias de la solución basada únicamente en GPS. La siguiente prueba muestra con

## Capítulo 7. Pruebas Realizadas

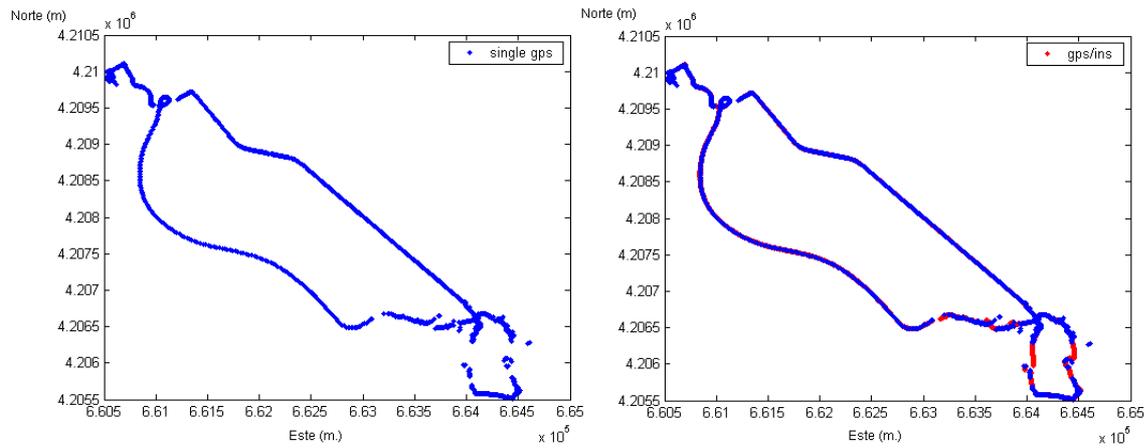


Figura 7.38: Trayectoria interurbana-urbana recorrida en febrero de 2005 en Murcia.



Figura 7.39: Fotografía aérea del recorrido interurbano-urbano Campus–Murcia–Campus (imagen obtenida mediante GoogleEarth ©).



Figura 7.40: Núcleo urbano de la Ciudad de Murcia (imagen obtenida mediante GoogleEarth ©).

más detalle los resultados obtenidos empleando la odometría en un circuito muy similar al realizado en febrero de 2005.

La prueba que presentamos a continuación, se realizó en la ciudad de Murcia, el 23 de junio de 2005, alrededor de las 14.00 horas. En Enero del año 2004, Murcia tenía una población de 401.067 habitantes, siendo el parque móvil del municipio de 260.140 unidades en el mismo mes del año 2004. El tráfico en Murcia a la hora a la que se realizó el test era muy denso. La figura 7.40 muestra el núcleo urbano de la ciudad de Murcia. Las vías elegidas para circular han sido algunas de las vías con más tráfico de la ciudad, como Gran Vía, y algunas especialmente conflictivas por ser de sentido único y con edificios elevados a ambos lados. Tal y como esperábamos, en las pruebas realizadas, la cobertura GNSS cayó en torno a un 40% dentro del núcleo urbano. En estas condiciones la necesidad de sensores de asistencia a los GNSS es evidente.

La figura 7.41 muestra la trayectoria realizada durante unos 30 minutos y algo más de 10 km. Podemos apreciar claramente como la circulación por vías de varios carriles en ambos sentidos no presenta grandes dificultades para un sistema de posicionamiento basado únicamente en GNSS. Sin embargo, en cuanto alcanzamos el núcleo urbano, las pérdidas de señal GNSS son muy frecuentes. Además, tal y como comentamos en las pruebas en circuito cerrado, la falta la visibilidad de los satélites y el rebote de la señal en los edificios provoca posiciones GNSS erróneas, que deben ser desestimadas.

## Capítulo 7. Pruebas Realizadas

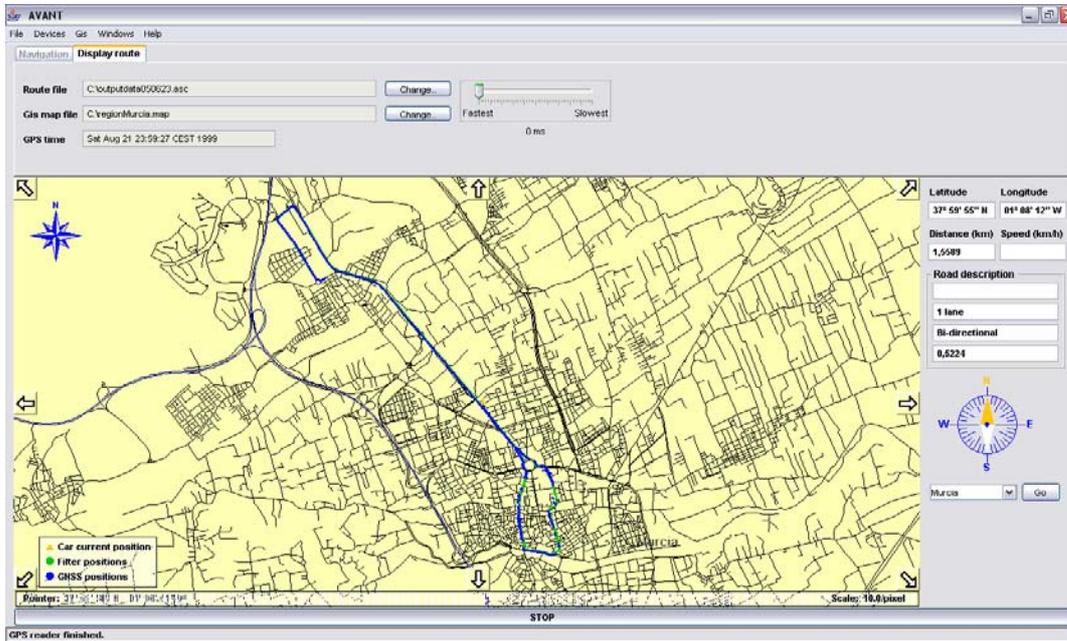


Figura 7.41: Trayectoria Espinardo-Ciudad de Murcia en la aplicación AVANT.

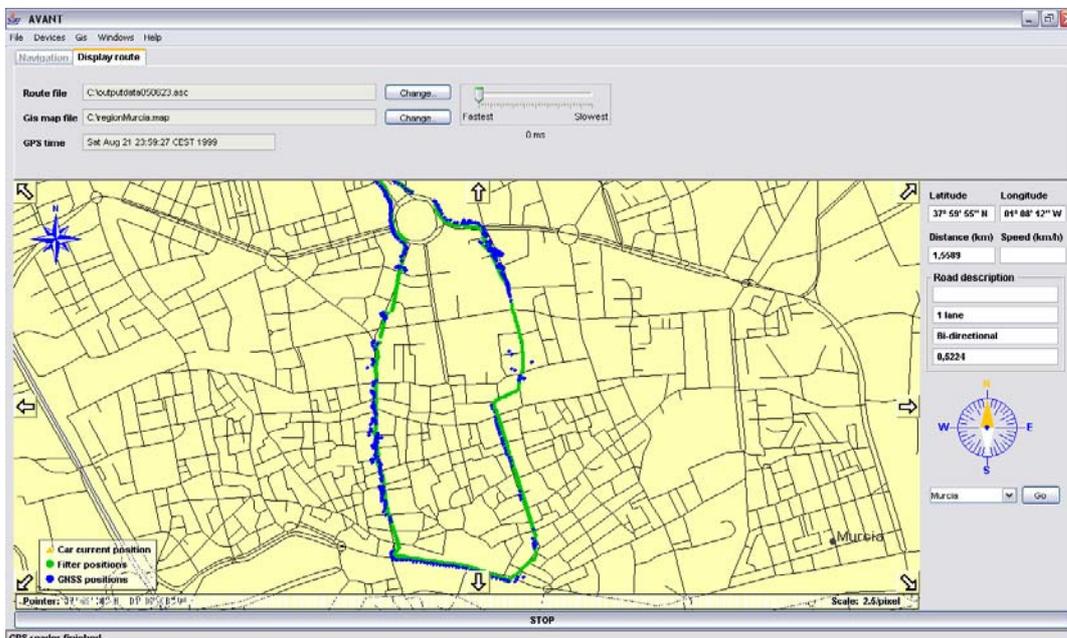


Figura 7.42: Detalle del casco urbano en la trayectoria Espinardo-Ciudad de Murcia en la aplicación AVANT.

En la figura 7.42 podemos apreciar ampliado, el tramo de la trayectoria a través del casco urbano. Esta zona se corresponde con la fotografía de la figura 7.40. A simple vista podemos apreciar las ventajas de emplear un sistema integrado INS-Odometría/GNSS. En zonas donde las señales GNSS son deficientes o simplemente no existen, la unidad de navegación autónoma permite disponer de una solución de calidad a un coste reducido. Sin embargo, también es posible apreciar en la figura algunas de las desventajas de emplear un sistema de navegación de bajo coste. En la parte superior de la figura podemos apreciar como durante un tramo del recorrido, la solución permanece inmóvil, mientras que algunos segundos más tarde el vehículo aparece en otra localización. Estos problemas, infrecuentes pero existentes en las pruebas, se hacen especialmente presentes en condiciones muy adversas de tráfico. En carencia de señales GNSS y circulando a una velocidad muy reducida, la odometría empleada (la propia del sistema ABS) no es capaz de distinguir si el vehículo se encuentra parado o se mueve a una velocidad muy pequeña. Los acelerómetros, capturan las medidas propias del cambio a una velocidad mayor. Sin embargo, los acelerómetros de bajo coste, con la tecnología actual no son capaces de distinguir aceleraciones muy bajas. Esta situación nos lleva a problemas tales como el representado en la parte superior de la figura. Tanto empleando acelerómetros de mayor resolución (y consiguientemente precio) como sensores odométricos de más calidad (específicos de medida, y no de control como son los del sistema ABS), este problema desaparecería, a costa claro está de un incremento en el precio del sistema. Labor de este grupo de investigación es seguir trabajando en solventar estos problemas sin que ello repercuta en el coste final del prototipo. En todo caso, el sistema integrado multisensorial desarrollado en esta tesis se muestra como un sistema de bajo coste y alta integridad para un vehículo terrestre en condiciones desfavorables.

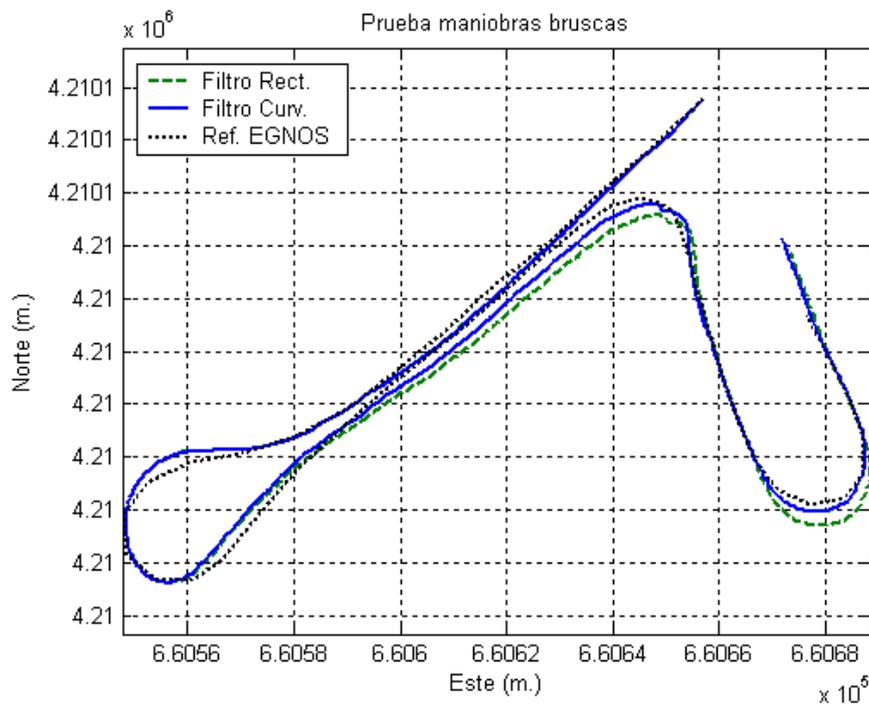
### 7.2.4 Pruebas con Maniobras Bruscas. El Filtro IMM

En la mayoría de las situaciones, un modelo que represente un movimiento en trayectoria rectilínea del vehículo funciona de manera aceptable. Considerando la velocidad de giro del vehículo como una variable no constante, y asumida como ruido blanco en el estado, el propio filtro se ajusta de manera que esta variable toma valores adecuados. Sin embargo, en determinadas situaciones existen cambios muy bruscos en esta variable, y un filtro como el diseñado para el modelo rectilíneo no es capaz de ajustarse de manera apropiada. Como vimos en la sección 6.3.3, la inclusión de varios filtros corriendo en paralelo, eligiendo la opción que mejor describe la trayectoria en cada momento, es una práctica común en la navegación aérea. En ese apartado se presentaba la solución propuesta para nuestro vehículo terrestre, aplicando algunos de los conceptos referidos de la navegación aérea, pero tomando las consideraciones pertinentes.

En la figura 7.43 se muestra una vista aérea de la zona donde se realizó la prueba, y las trayectorias obtenidas por los dos filtros presentados. Para la evaluación de los filtros hemos empleado la posición EGNOS obtenida mediante el sensor Novatel-OEM3, por lo que debemos considerar que los errores de esta referencia pueden alcanzar los 3 metros ( $3\sigma$ ). Al no tratarse de una simulación, sino de pruebas reales con el vehículo, no es posible conocer la posición real. Tampoco será aconsejable, emplear un mapa propio como el presentado en las pruebas anteriores, ya que las condiciones en las que debemos



a) Zona de pruebas (imagen obtenida mediante la aplicación SigPac)



b) Posiciones de los filtros rectilíneo y curvilíneo referenciadas a EGNOS

Figura 7.43: Test de maniobras bruscas.

circular para poder generar un mapa de estas características no se ajustan a la definición de maniobra brusca, y emplear un mapa obtenido en otro recorrido disminuiría mucho la confianza en el mismo. Debemos considerar por tanto, la referencia EGNOS como la mejor de las opciones.

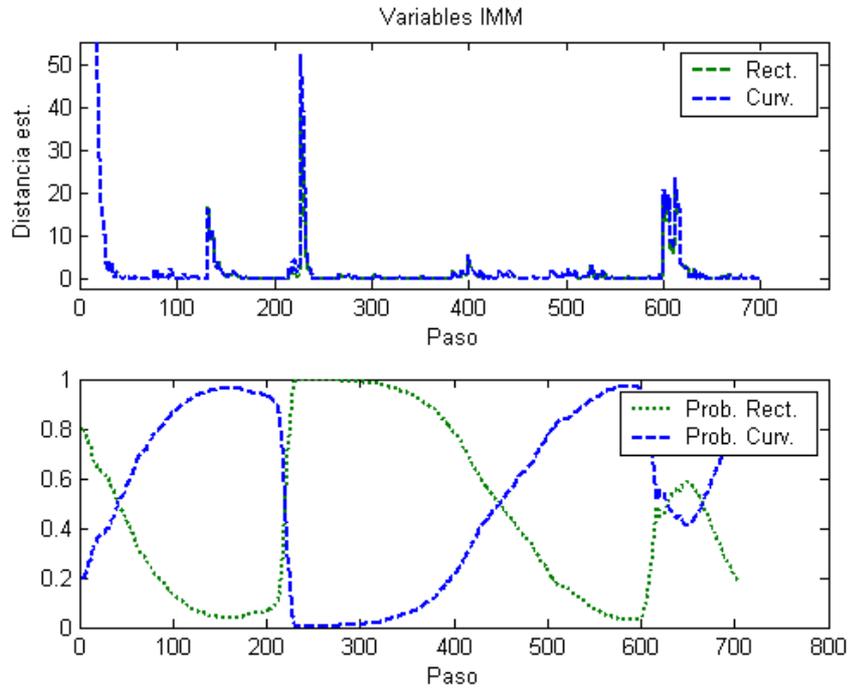
Es importante notar que para la realización de estas pruebas en condiciones de conducción bruscas no se empleó ningún sensor GNSS como entrada al filtro, y únicamente se utilizaron como referencia para la evaluación de los resultados. El modelo del vehículo resulta por tanto más clave que nunca en la solución para poder garantizar que el filtro funcionará correctamente en condiciones de visibilidad nula.

En la figura 7.43.b, podemos apreciar las diferencias en los resultados obtenidos entre los filtros. Como se aprecia, ambas salidas son muy similares, siendo la diferencia máxima respecto a la posición EGNOS (interpolada entre medidas) de unos cuatro metros. Este valor, no nos permite obtener ninguna conclusión en cuanto a cotas de error obtenidas por uno u otro filtro (al encontrarse prácticamente en el margen CEP de la posición EGNOS). Sin embargo, observando las trayectorias se aprecia como la estimación rectilínea deriva ligeramente en las curvas, debido a sus carencias en el ajuste de las variables del filtro para valores elevados y constantes de velocidades de giro. En sucesivas pruebas se obtuvieron resultados similares. Podemos afirmar que el modelo curvilíneo se ajusta de manera más realista a las situaciones de giros y maniobras bruscas, a costa sin embargo de consideraciones de ruido, lo que lo hace más inestable que el rectilíneo para trayectorias suaves. Por tanto, y a tenor de los resultados obtenidos, implementamos un filtrado interactivo multimodelo que emplea cada modelo en su situación más favorable.

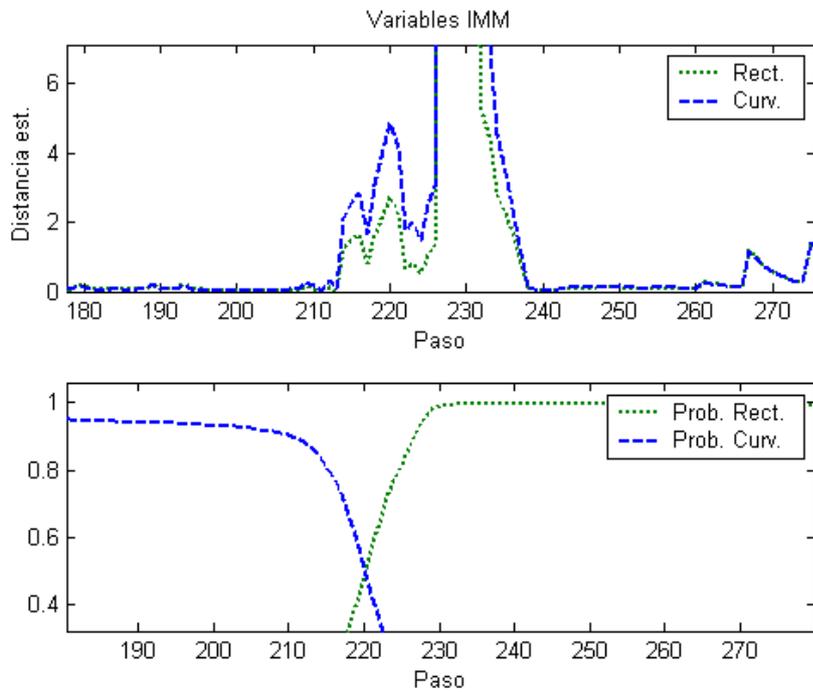
La figura 7.44 muestra los valores estadísticos calculados mediante el filtrado interactivo multimodelo. La figura 7.44.a muestra los valores de estas variables a lo largo de todo el recorrido mostrado en la figura 7.43, y la figura 7.44.b algunos detalles de los mismos. En la parte superior de la figura 7.44.a se muestra el valor de la distancia estadística (explicada en la sección 6.3.3 del capítulo anterior). La distancia estadística es una variable que representa la innovación de las observaciones frente a la confianza en las mismas. En la figura 7.44.b podemos apreciar como, a medida que el valor de la distancia estadística disminuye para el filtro de modelo rectilíneo, la probabilidad de que este modelo interprete mejor el movimiento del vehículo aumenta.

Para entender bien el funcionamiento del filtro interactivo multimodelo, conviene clarificar el concepto de distancia estadística. Aún en el caso de que ambos modelos presenten vectores de innovación similares, el filtro interactivo preferirá aquel que ofrezca niveles de confianza mejores. Así pues, por ejemplo, si durante una trayectoria sin maniobras bruscas ambos modelos ofrecen los mismos valores de posicionamiento, el filtro basado en el modelo curvilíneo realiza mayores consideraciones en cuanto a niveles de ruido, por lo que el modelo predominante será el rectilíneo. Debido a la naturaleza de las matrices de transición de Markov y dependiendo de los valores asignados a la matriz  $P_T$ , el filtrado poseerá un carácter inercial, priorizando las transiciones suaves entre modelos sobre las conmutaciones bruscas.

La imagen inferior de la figura 7.44.a muestra los valores de las probabilidades de los modelos durante el recorrido. Como se aprecia claramente, la probabilidad de cada modelo será mayor según las características del recorrido.



a) Trayectoria total



b) Detalle

Figura 7.44: Variables obtenidas mediante el filtrado IMM.

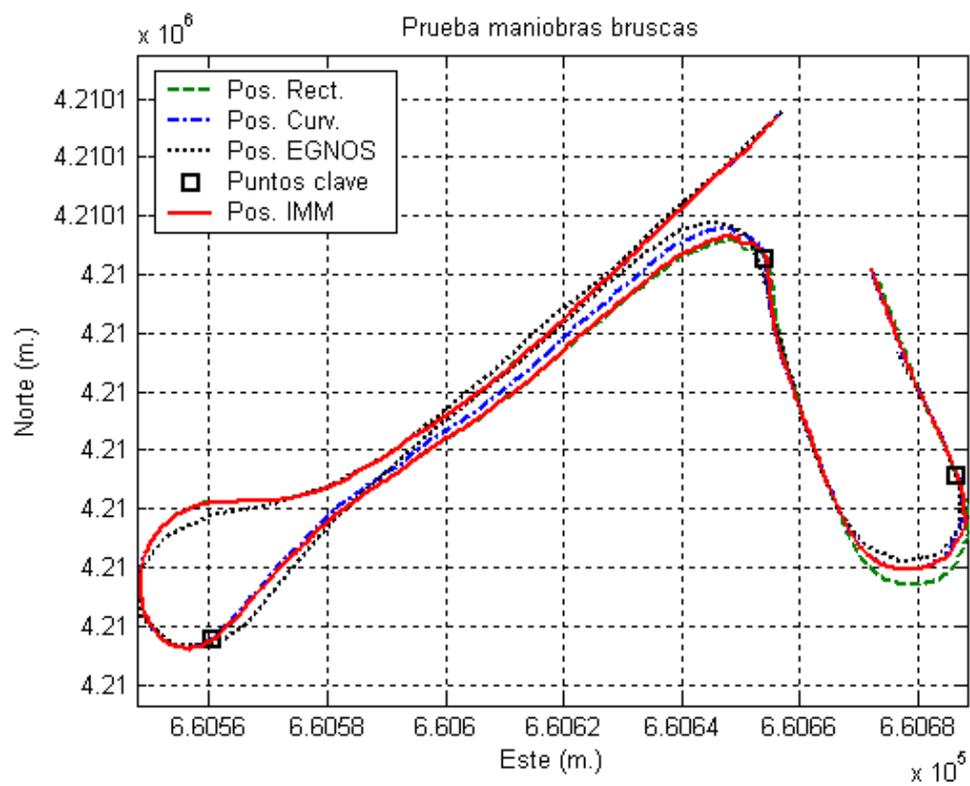


Figura 7.45: Solución multimodelo y soluciones de modelo único.

## Capítulo 7. Pruebas Realizadas

---

En la figura 7.45 observamos la solución IMM propuesta en esta tesis. Sin llegar a hablar de conmutación entre modelos, si podemos apreciar claramente un predominio de un modelo frente a otro en ciertos períodos. Estos períodos de alternancia se corresponden con los de valores de probabilidad elevados. Según la imagen inferior de la figura 7.44.a, definiremos como puntos clave los pasos 220, 450 y 633. Hemos señalado con un cuadrado negro estos puntos claves en la trayectoria del vehículo (figura 7.45). Como se aprecia, estos puntos indican momentos significativos en la solución del filtro interactivo multimodelo, encontrándose además en instantes en los que cambia el estado de la maniobra del vehículo, pasando de curvas abruptas a trayectoria prácticamente rectas y viceversa.

No podemos hacer consideraciones respecto a valores de error en estas pruebas. Como comentamos, las condiciones reales de las mismas y su entorno nos impiden conocer la posición real del vehículo. La posición EGNOS (el mejor valor de referencia disponible) ofrece un umbral de confianza CEP similar a la máxima diferencia entre la propia posición EGNOS y la obtenida mediante el filtrado.

Por último, a tenor de los resultados obtenidos, podemos concluir que el filtro interactivo multimodelo diseñado e implementado en esta tesis doctoral, mejora los resultados obtenidos por ambos modelos por separado en las condiciones desfavorables mencionadas.

### 7.2.5 Monitorización de Integridad GNSS/INS

Hemos visto en el apartado dedicado a las pruebas GNSS como existen numerosos parámetros y figuras de mérito para describir la integridad de la solución dada. La mayoría de los receptores GPS actuales ofrecen, además de la posición, información relativa al estado de los satélites, tales como el estado de los mismos, el tiempo en el que se ofrece esa posición, y ciertos datos sobre la calidad de la solución. Los datos relativos a la integridad de la posición suelen ser valores de GDOP (*Geometry Dilution Of Precision*). Estos valores de GDOP pueden ser el PDOP (*Position Dilution Of Precision*), TDOP (*Time Dilution Of Precision*), HDOP (*Horizontal Dilution Of Precision*), y VDOP (*Vertical Dilution Of Precision*). En el apartado dedicado a las pruebas GNSS se mostraron algunos resultados seleccionados significativos de estos valores. Todos los parámetros recién mencionados muestran la bondad de la solución basándose en la geometría de los satélites empleados en la solución (las ecuaciones empleadas para su cálculo las podemos encontrar en [39]). Si bien estas medidas pueden servir de utilidad, los errores producidos en la medición de la pseudodistancia al satélite no son tenidos en cuenta.

Para paliar este déficit, el sistema europeo EGNOS permite disponer de una figura de mérito de la integridad basada en los propios errores de la medida de la pseudodistancia, el parámetro  $HPL_{SBAS}$  o *Horizontal Protection Level* (no confundir con el HPL calculado en el método RAIM y empleado para descartar de la solución los satélites no fiables). Podemos ver cómo realizar su cálculo en [49].

En la figura 7.46 se muestra el valor del parámetro  $HPL_{SBAS}$  recogido durante un trayecto en la ciudad de Murcia. En la figura se presentan tres valores. Referido al eje de coordenadas izquierdo, se presenta el valor de  $Q$ , que indica el tipo de posiciona-

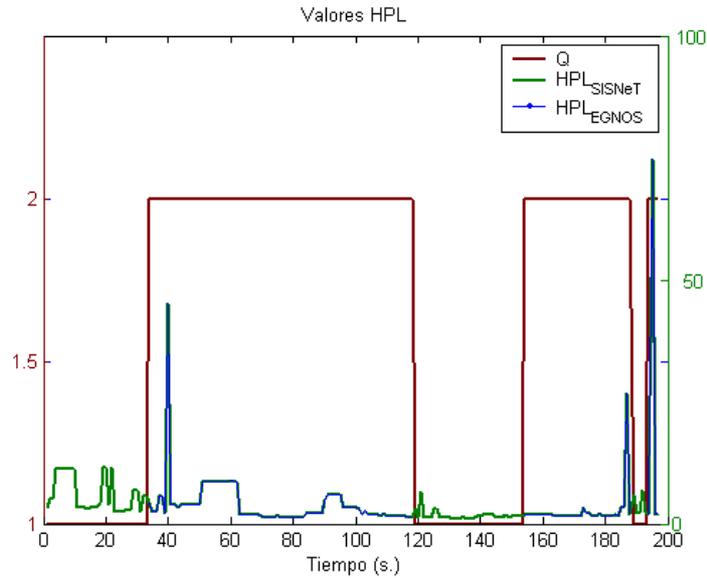


Figura 7.46: El parámetro  $HPL_{SBAS}$  durante un trayecto urbano.

miento para el instante indicado en el eje de abscisas ( $Q = 1$  para posición GPS,  $Q = 2$  para posición EGNOS). Como vemos, pérdidas de visibilidad de unos 30 segundos del satélite geoestacionario en la ciudad son frecuentes. La solución  $HPL_{SBAS}$  recogida a través de EGNOS se muestra en azul, y quedaría enmarcada, dentro de los períodos en que el parámetro  $Q = 2$ . Como podemos apreciar, además de disponer de valores muy elevados del parámetro, no podemos garantizar una monitorización continua de la integridad a través de las tramas EGNOS, recibidas por el satélite geoestacionario. Estos valores elevados pueden ser debidos fundamentalmente a dos motivos. En primer lugar, la solución  $HPL_{SBAS}$  se degrada durante períodos cortos de pérdida de la señal EGNOS. En segundo lugar, una mala geometría en la constelación de satélites empleados en la solución (algo por otra parte típico en un entorno urbano), produce valores elevados y picos. En nuestro caso, no apreciamos el efecto de la pérdida de cobertura del satélite geoestacionario gracias al empleo de la señal SISNeT (en verde en la gráfica). Al recibir las correcciones EGNOS vía SISNeT, no se produce degradación en la solución, y siempre que dispongamos de posición GPS y cobertura GPRS (o UMTS) dispondremos del valor de este parámetro. Podemos afirmar por tanto que SISNeT mejora notablemente el seguimiento de la integridad en el posicionamiento de un vehículo.

Sin embargo, ninguna de estas figuras de mérito ofrece una salida en ausencia de cobertura GPS. La gráfica mostrada sólo muestra los períodos con valores reales del parámetro  $HPL_{SBAS}$ , para lo que se necesita posición GPS. En las pruebas realizadas, mostradas en el apartado 7.1, podemos apreciar como pérdidas de posición GPS del 40% son habituales durante un trayecto urbano por la ciudad de Murcia. Por tanto, para poder disponer de una medida de la integridad de forma continua debemos buscar otra alternativa, no sirviéndonos ninguna de las calculadas exclusivamente por los

sistemas GNSS.

### El Parámetro de Integridad HTL (*Horizontal Trust Level*)

Como hemos visto, para poder garantizar posicionamiento íntegro en condiciones desfavorables, son necesarios sensores adicionales al posicionamiento GNSS. Sin embargo, actualmente los únicos parámetros de integridad disponibles se basan en la solución GNSS como único elemento de fuente de integridad. De esta manera, aunque nuestra posición sea de alta calidad, si es debida a sensores no relacionados con la navegación por satélite, la información ofrecida al usuario sobre la bondad de la misma puede ser muy distinta, basando la integridad de la solución global en la calidad de tan solo una parte.

Por estos motivos, y para poder garantizar la monitorización de la integridad de forma continua, debemos definir una figura de mérito que interprete la calidad de la solución conjunta.

El parámetro HTL (*Horizontal Trust Level*) [50] representa el nivel de confianza en la solución en un instante, en función de los valores de covarianza en los sensores y del estado en este instante.

Como vimos en el capítulo dedicado al diseño del filtro, una de las principales características del filtro de Kalman es que, no sólo facilita el estado de la solución, sino también una matriz de covarianza de estado  $P$  que indica precisamente la confianza que debemos tener en ese estado, basándose en las características de cada sensor y el estado del mismo. Al ser las dos primeras variables del vector estado (para cualquiera de los modelos presentados), las posiciones  $x$  e  $y$  respecto al sistema de referencia global, podremos emplear los valores de varianzas cuadradas y covarianzas de la matriz  $P$  para tener una estimación de la calidad de la posición ofrecida por el filtro. Este parámetro, tomará en cuenta todos los sensores que intervienen en la solución.

Si definimos la matriz  $P_{xy}$ , como la submatriz obtenida tomando únicamente los dos primeros términos en filas y columnas, podemos afirmar que la matriz  $P_{xy}$  vendrá dada por la siguiente ecuación

$$P_{xy} = \begin{bmatrix} \sigma_x^2 & \sigma_{xy}^2 \\ \sigma_{yx}^2 & \sigma_y^2 \end{bmatrix} \quad (7.1)$$

Esta submatriz, representa la forma cuadrática bidimensional del error cuadrático de posición en la escala 1-sigma. Siendo  $\sigma_x$ ,  $\sigma_y$  y  $\sigma_{xy}$  valores reales y positivos y  $\sigma_{xy} < \sigma_x, \sigma_y$ , la submatriz  $P_{xy}$  será una matriz definida positiva que describirá una elipse. La ecuación 7.2 permite calcular el mayor de los valores propios de  $P_{xy}$ ,  $\lambda_{max}$ , que será el valor de la máxima varianza de posición horizontal.

$$\lambda_{max} = \frac{\sigma_x^2 + \sigma_y^2}{2} + \sqrt{\left(\frac{\sigma_x^2 + \sigma_y^2}{2}\right)^2 + \sigma_{xy}^4 - \sigma_x^2 \sigma_y^2} \quad (7.2)$$

Definiendo el parámetro de integridad HTL con un radio de 6-sigma respecto a la posición salida del filtro (ofreciendo una probabilidad del 99,99999%) su ecuación quedará

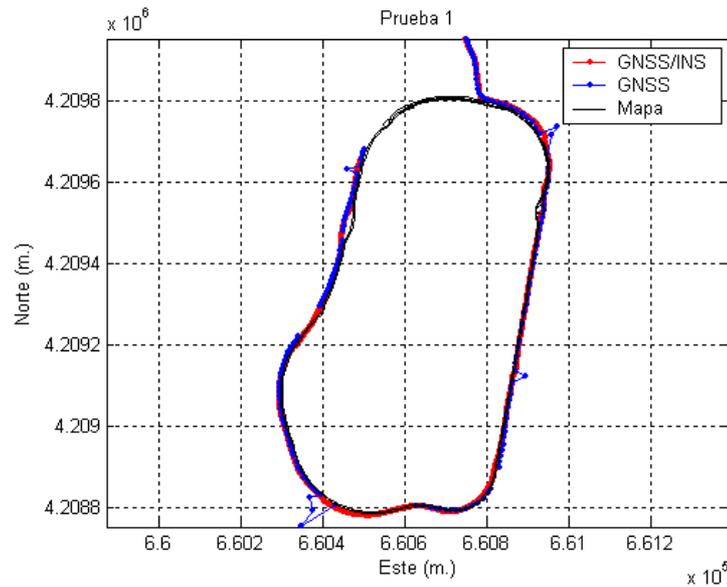


Figura 7.47: Trayecto realizado para la evaluación del parámetro HTL.

$$\text{HTL} = 6\sqrt{\lambda_{\max}} \quad (7.3)$$

La figura 7.47 muestra el trayecto realizado para la evaluación del parámetro HTL como medida de la integridad de la posición. La trayectoria es la misma que la realizada en las pruebas en circuito cerrado ya comentadas. Como comentamos, con el objetivo de disponer de un mapa para poder evaluar los resultados obtenidos, las pruebas se realizaron en un entorno semiurbano, en el propio Campus de Espinardo de la Universidad de Murcia. Las pérdidas de cobertura durante este trayecto han sido simuladas, por lo que no podremos comparar el valor HTL con el valor de estimación de precisión del propio receptor, o el parámetro  $\text{HPL}_{\text{SBAS}}$ . Podemos apreciar en la figura, pérdidas de la señal GNSS, en diversos momentos, llegando alcanzarse pérdidas de 20 a 30 segundos en algunos casos. Además, existen medidas espurias debido a errores de multitrayecto provocados por los rebotes de la señal SIS en el entorno del receptor. Como vemos, el filtro implementado ofrece una salida que garantiza posicionamiento de calidad durante el trayecto. En la figura 7.48, observamos de arriba a abajo los valores de la calidad del posicionamiento ( $Q$ ), el parámetro HTL, y las coordenadas UTM Norte y Este obtenidas mediante el receptor GPS-EGNOS. En la gráfica superior, un valor de  $Q = 2$ , indica posición EGNOS,  $Q = 1$ , posición *single* GPS, y un valor de  $Q = 0$ , la pérdida de posición GNSS. Como vemos, existen pérdidas frecuentes de toda posición procedente del satélite en los que ninguno de los parámetros de integridad ofrecidos por los GNSS nos ofrecería un valor de la misma. Adicionalmente, el satélite geostacionario es particularmente sensible a la obstrucción de la señal, y las tramas necesarias para calcular el valor  $\text{HPL}_{\text{SBAS}}$  tardan en recibirse tras la pérdida de la cobertura GPS. En este escenario queda demostrada la necesidad de una valor de la integridad de la posición que no esté exclusivamente basado en la navegación por satélite.

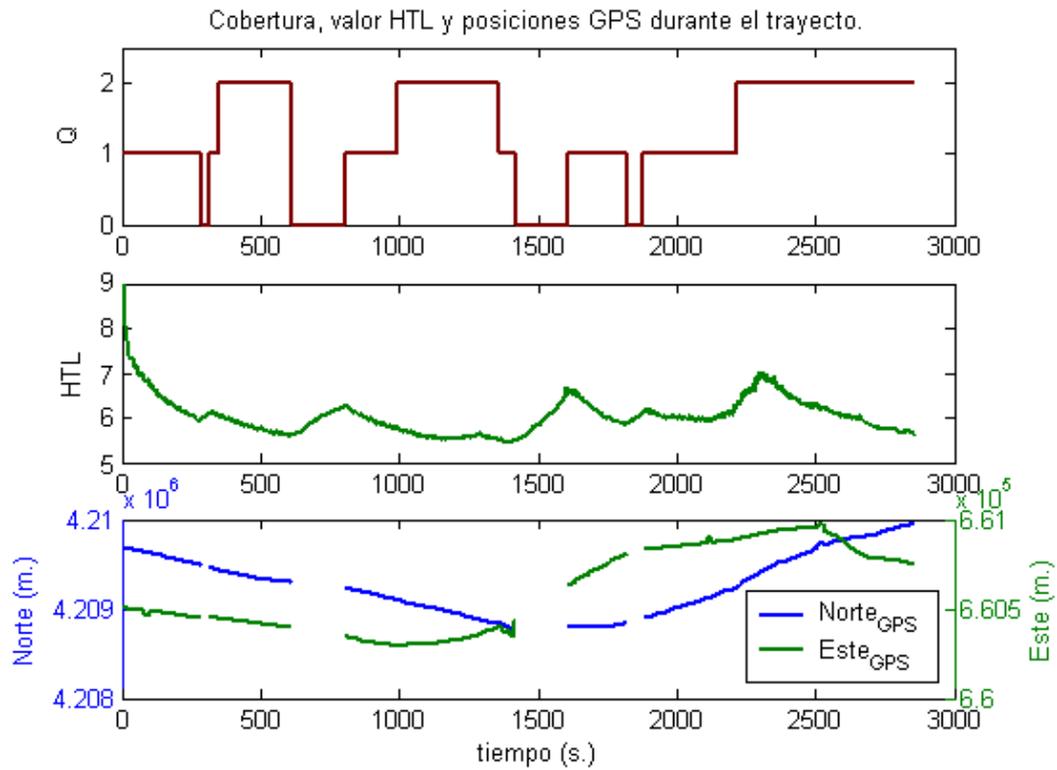


Figura 7.48: Valores de cobertura, HTL y coordenadas UTM obtenidas por el sensor GPS-EGNOS.

En la figura de en medio, el valor HTL, calculado según las ecuaciones 7.1-7.3, se muestra sensible a las pérdidas de cobertura GPS (representadas también en las ausencias de valores UTM en la figura de abajo), y la detección de los errores multitrajecto. Estos últimos valores, al ser rechazados de la solución, no actualizarán tampoco la confianza en la posición. En los períodos en los que disfrutamos de visibilidad del satélite geostacionario, se obtienen valores del parámetro HTL cercanos a 6. Como puede apreciarse en la figura, a pesar de las frecuentes pérdidas totales de cobertura y errores en las posiciones GNSS, los valores de confianza en la posición durante el trayecto podemos considerarlos como de alta integridad, permaneciendo por debajo de 7 metros la mayor parte del recorrido. Como hemos visto, debido a los procesos de integración, la confianza en la solución sin el apoyo GNSS deriva con el tiempo, indicando el parámetro HTL la menor integridad de la solución en esos instantes.

### Conclusiones

El parámetro HTL es un estimador útil de la integridad de la posición ofrecida por el sistema de navegación, especialmente para aplicaciones que demandan monitorización ininterrumpida. Los resultados obtenidos en las pruebas realizadas en circuitos cerrados se pueden extrapolar a entornos abiertos y urbanos. Sin embargo, cuando comparemos los valores obtenidos por dos implementaciones distintas, debemos considerar su fuerte dependencia de los parámetros de ajuste del filtro.

### 7.2.6 Prevención del Fraude

Una característica importante para la viabilidad de un RSE adecuado para aplicaciones de *mass market*, tales como sistemas de telepeaje electrónico, control de flotas, etc. es el problema de la prevención del fraude.

El problema de la prevención del fraude debe ser considerado muy cuidadosamente, especialmente en los casos en los que el usuario es responsable del mantenimiento y el funcionamiento de la unidad. Si no resulta sencillo conseguir una solución fiable aún para usuarios bienintencionados, la situación se vuelve mucho más complicada en el caso de que el usuario desee que el sistema funcione de manera inadecuada. Más allá de pólizas legales, un sistema de refuerzo desde el punto de vista técnico resulta altamente recomendable para garantizar el nivel adecuado de funcionamiento del sistema.

Por ejemplo, en el caso de los sistemas actuales de tarificación electrónica en carreteras de peaje, los sistemas antipillaje implementados usualmente emplean cámaras de vídeo de circuito cerrado para detectar los números de matrículas de los vehículos y compararlos con los registrados en la base de datos. Estos sistemas de vídeo control funcionan más como elementos de prevención que de identificación de infractores. Sin embargo, el precio del sistema se ve incrementado de manera notable y el objetivo de un sistema de bajo coste se aleja. La solución planteada en esta tesis, se basa en un sistema de refuerzo implementado en la propia unidad de abordó. La naturaleza de las medidas inerciales empleadas en nuestro sistema de navegación, proporciona un importante refuerzo frente a usuarios malintencionados. Al no emitir ondas de radio ni magnéticas, las unidades inerciales son indetectables y no están sujetas a proble-

## Capítulo 7. Pruebas Realizadas

---

mas de interferencias magnéticas. Por este motivo, las técnicas de GPS *jamming* para manipular la señal GPS, provocando errores notables en las posiciones dadas por el receptor, no afectarán al funcionamiento del sistema. Gracias al empleo de algoritmos de validación de medidas como los comentados previamente, las medidas falsas GPS no serán tenidas en cuenta en la solución, y la posición ofrecida por el sistema no estará corrompida.

# Capítulo 8

## Conclusiones y Trabajos Futuros

### 8.1 Conclusiones

El planteamiento de esta tesis surge como consecuencia de solventar el problema del posicionamiento de alta integridad para vehículos terrestres en situaciones habituales de conducción, incluyendo los entornos más desfavorables.

Las principales aportaciones realizadas en esta tesis podrían resumirse en los siguientes puntos:

- Como principal aportación global, como consecuencia de este trabajo de tesis, se dispone de un sistema de navegación de alta integridad para vehículos terrestres, capaz de funcionar en condiciones desfavorables y que cumple los requisitos de las aplicaciones actuales relativas a servicios basados en localización, tanto desde el punto de vista de nivel de actuación como de coste. Para poder alcanzar este objetivo, se han realizado otras aportaciones de interés, que a continuación se presentan.
- Un estudio completo de la viabilidad de una solución al problema de la navegación de alta integridad basada en los sistemas GPS, GPS/GLONASS, GPS/EGNOS, GPS/EGNOS/SISNeT, y sus combinaciones con sistemas de apoyo al posicionamiento tales como sistemas odométricos o inerciales.
- Para poder fusionar la información procedente de los sensores de forma más eficiente, se desarrolló un filtro de fusión sensorial basado en el filtro extendido de Kalman, capaz de detectar medidas espurias y corregirlas, y de decidir de manera eficiente, qué modelo cinemático define mejor el comportamiento del vehículo, mejorando los resultados obtenidos por ambos modelos por separado, gracias a la implementación de técnicas de filtrado interactivo multimodelo.
- Por último, el sistema ofrece al usuario valores de integridad de la posición, que informan del nivel de confianza apropiado para la misma. Esta información de integridad se ofrece de manera continua, y representa de manera fiable al conjunto del sistema de navegación multisensorial del vehículo, frente a las soluciones típicamente empleadas que sólo consideran los errores propios de los GNSS, con las

## Capítulo 8. Conclusiones y Trabajos Futuros

---

consecuentes carencias en cuanto a calidad de información y períodos de ausencia de la misma que esto supone.

A continuación, explicaremos con más detalle las principales conclusiones alcanzadas en la tesis.

### Los sistemas de navegación actuales

La primera parte de la tesis analizó con detalle los sistemas de navegación actuales, conforme al estado del arte de los mismos. Se realizó un estudio completo de las dos principales formas de navegación que se fusionan en la tesis. Este estudio está enfocado a la integración de ambas formas y sirve como referencia teórica para el desarrollo de sistemas de navegación basados en estas tecnologías. Por último, se analizaron las arquitecturas y los principales algoritmos para fusionar de manera más eficiente la información procedente de los sensores empleados presentes en la literatura actual.

### Diseño del sistema de navegación

La segunda parte de esta tesis se dedicó al desarrollo de la solución al problema planteado. Para la justificación de la solución empleada, se presentaron las ventajas e inconvenientes de las distintas posibles implementaciones, eligiendo aquella que mejor se adapta a las necesidades de nuestro problema: un EKF-IMM capaz de combinar distintos modelos del vehículo, y basado en una arquitectura débilmente acoplada.

Para el diseño del filtro, se partió de simulaciones cada vez más complejas de situaciones reales. Los modelos cinemáticos del vehículo elegidos, fueron los que mejores comportamientos presentaron en las pruebas, y están basados en la definición de un vehículo de cuatro ruedas, en el que las ruedas traseras sólo giran en sentido transversal, y las delanteras pueden girar trazando trayectorias curvas centradas en sus centros instantáneos de rotación. Además, se implementaron modelos para las observaciones de los sensores, capaces de transformar las medidas crudas en datos útiles para el proceso de filtrado. El filtro implementado considera las características de los sensores, permitiendo además flexibilidad en su configuración, gracias a su arquitectura débilmente acoplada entre sensores. Como última parte de diseño del sistema de navegación, se realizó la implementación hardware del sistema. Tras diversas versiones, se empleó un PC tipo estándar basado en un procesador de 32bits Pentium, conectado vía RS232 a los equipos sensores y capaz de comunicarse vía GPRS/UMTS, WIFI y Bluetooth con equipos remotos. Esta configuración satisface las necesidades de nuestro sistema, permitiendo la orientación a servicios remotos basados en la localización del vehículo.

### Pruebas y resultados

#### EVALUACIÓN DE LOS SISTEMAS GNSS/SBAS

Respecto a los resultados obtenidos relativos al estudio de la viabilidad de un sistema de navegación basado únicamente en posicionamiento por satélite (incluyendo los

sistemas GNSS/CN, que emplean las redes celulares para la distribución de información) se obtuvieron las siguientes conclusiones. En las pruebas realizadas con sensores de doble constelación GPS/GLONASS, se obtuvieron mejoras limitadas respecto a los resultados obtenidos empleando sensores de constelación única. Estos resultados ofrecen dudas sobre el uso de sensores GPS/GLONASS, y plantean interrogantes sobre el éxito de los receptores GPS/GALILEO, si bien es cierto que el estado actual del sistema GLONASS, con 13 satélites operativos, no es comparable con las prestaciones del futuro sistema europeo. Por otra parte, los sistemas europeos de aumentación de prestaciones GPS, EGNOS y SISNeT, sirven de gran utilidad para mejorar la precisión GPS, y monitorizar la integridad de la posición GNSS de manera más realista y con más garantías. Estos sistemas son solamente una primera fase del proyecto GALILEO, por lo que cabe esperar mejoras importantes en la posición e información de integridad obtenida mediante sensores GPS/GALILEO. Sin embargo, los resultados obtenidos en condiciones desfavorables muestran la necesidad de sensores de apoyo al posicionamiento. A pesar de la mejoras, las interrupciones de la señal y la incapacidad para solventar el problema del multitrayecto son las dos principales carencias de la navegación GNSS/SBAS.

### POSICIONAMIENTO DEL SISTEMA GNSS/SBAS/INS DESARROLLADO

Respecto a los sistema de posicionamiento GNSS asistido, según la literatura actual y los resultados de las pruebas realizadas, las soluciones tradicionales no satisfacen los requisitos actuales de los usuarios. A menudo, se obtienen buenos resultados en entornos favorables, pero las derivas tras pérdidas de cobertura GPS, y las medidas espurias descartan el empleo de estos sistemas para aplicaciones más exigentes.

El sistema integrado GNSS/SBAS/INS desarrollado en esta tesis, ha sido verificado como una solución fiable en entornos hostiles, tales como zonas urbanas de reducida visibilidad, túneles, cruces, etc. Problemas como los ocasionados debido a errores multitrayecto son eliminados de manera eficiente. Además, el filtro desarrollado para fusionar la información procedente de distintos sensores es capaz de decidir de manera eficiente qué modelo cinemático define mejor el comportamiento del vehículo, mejorando los resultados obtenidos por ambos modelos por separado.

### MONITORIZACIÓN DE INTEGRIDAD

La monitorización continua de la integridad de la solución es básica para aplicaciones críticas. La necesidad de un seguimiento ininterrumpido de la calidad de la posición se ve suplida de forma eficiente gracias al parámetro HTL, ofrecido como salida al usuario de nuestro sistema de navegación. Los parámetros tradicionales, basados exclusivamente en los errores GNSS no son capaces de ofrecer información sobre la integridad del posicionamiento de manera continua y representativa de la solución global, ya que no consideran todos los aspectos del sistema multisensor, sino únicamente los relativos a la navegación por satélite. El parámetro  $HPL_{SBAS}$ , si bien supone una mejora en cuanto a la información de integridad respecto a los parámetros GDOP, al considerar además de los errores en la geometría de los satélites, los errores en la medida de la distancia

## Capítulo 8. Conclusiones y Trabajos Futuros

---

del receptor a los satélites, presenta ciertas carencias. Entre las más destacadas, la necesidad de cobertura EGNOS para su cálculo, el retraso en la disponibilidad del valor (lo que lo elimina para las aplicaciones que demandan valores de integridad en tiempo real) y la nula información en caso de pérdida de la señal GPS. Si bien el problema de la visibilidad del satélite geostacionario, tal y como se demuestra en esta tesis, puede ser solventado empleando un servidor SISNeT que envíe los mensajes EGNOS a través de Internet, para ser recogidos por el PC del vehículo mediante un enlace GPRS o UMTS, los dos últimos problemas invitan a emplear otros parámetros. Como se demostró, el cálculo del parámetro HTL, basado en las varianzas de los sensores y el estado del vehículo en el instante de interés, proporciona información en tiempo real sobre la integridad del estado de la solución.

### PREVENCIÓN DEL FRAUDE Y COSTE DEL SISTEMA

Como ya comentamos, las técnicas más comunes para corromper las señales GPS, las llamadas técnicas de GPS *jamming*, no afectarán al funcionamiento de la unidad GNSS/SBAS/INS, ya que los sensores inerciales no emiten ni reciben ondas de radio o magnéticas, y por tanto no están sujetas a problemas de interferencias magnéticas. Al disponer de medidas redundantes, el sistema descartará las medidas GPS corrompidas, ofreciendo posicionamiento fiable también en estas condiciones.

En lo referente al coste del sistema, el reto de un RSE altamente comercial sólo se puede alcanzar empleando sensores de bajo coste. Los sensores de asistencia al posicionamiento más caros empleados en esta tesis son los giróscopos MEM. Hoy en día, giróscopos de estas características se pueden adquirir por un precio unitario de unas pocas decenas de euros. Además, en contraste con otras tecnologías inerciales existentes, los sensores MEM son inmunes a las vibraciones y resistentes a altas aceleraciones. Desgraciadamente, sus malas características ruido/señal y las grandes derivas (principalmente debido a la fuerte dependencia de la temperatura), son también frecuentes, por lo que deben desarrollarse sistemas de compensación de estos errores. Por último, la navegación integrada permite reducir el coste de los sensores significativamente, gracias al empleo de información redundante.

### APLICACIONES DEL SISTEMA

Los resultados presentados en esta tesis, muestran un sistema de posicionamiento de alta calidad, capaz de proporcionar al usuario de manera continua y fiable, no sólo posicionamiento y el estado cinemático del vehículo, sino también información relativa a la integridad de dicha solución, incluso en condiciones desfavorables. Numerosas pruebas realizadas en circuito cerrado, entornos abiertos, áreas urbanas y situaciones de maniobras bruscas confirman al sistema integrado GNSS/SBAS/INS desarrollado como una solución completa para situaciones de conducción reales. Dos aplicaciones reales fueron implementadas para evaluar el funcionamiento del sistema. En el apéndice A se presenta la aplicación AVANT desarrollada en el propio grupo de investigación de Sistemas Inteligentes. AVANT es una utilidad para usuarios de sistemas de navegación, expertos y no expertos, que permite dos aproximaciones bien distintas. Por un lado, permite

su ejecución como sistema de navegación real, cumpliendo las características principales de un navegador comercial, como visualización de la posición del vehículo sobre un mapa, identificación de la vía por la que se circula, o localización de servicios interesantes, tales como gasolineras, hospitales, etc. Por otro lado, AVANT sirve de herramienta de diseño de soluciones y validación de características de un sistema, ya que se pueden personalizar diferentes configuraciones tanto hardware (sensores utilizados) como software (algoritmo de posicionamiento), ofreciendo al usuario información interesante sobre el estado de la constelación de satélites, parámetros de integridad de la solución, etc. Otra aplicación actual que requiere gran integridad en la solución son los sistemas electrónicos de telepeaje, (apéndice B). El funcionamiento adecuado del sistema para una aplicación de altas prestaciones real ratifica los resultados presentados.

## 8.2 Trabajos Futuros

Los sistemas de transporte suponen hoy en día una pieza clave en casi todos los aspectos de la vida cotidiana. Entre ellos, el transporte por carretera, tanto de pasajeros como de mercancías, es el que más ha incrementado su volumen en los últimos años. Es lógico por tanto que se realicen numerosas investigaciones relacionadas con este campo, tanto en el sector privado como en el público.

Para ofrecer las prestaciones que las aplicaciones actuales demandan, se deben mejorar diversos aspectos de los sistemas de navegación actuales. Basándonos en los buenos resultados obtenidos, las actuales investigaciones del grupo pretenden mejorar la calidad del sistema de navegación presentado sin que ello repercuta en el precio final del producto. Para ello, se estudiarán posibles mejoras en el proceso de filtrado, analizando las ventajas que pueda tener el empleo de nuevos modelos cinemáticos, capaces de modelar maniobras más complejas del vehículo, y se analizarán las ventajas que los filtros de asociación de datos probabilísticos (PDAF) pueden ofrecer.

Por otra parte, el continuo desarrollo de las tecnologías permite disponer de sensores cada vez más precisos, a precios más reducidos. Recientemente, los fabricantes de receptores GPS han empezado a incluir sensores inerciales en sus dispositivos. Actualmente los sensores de muy bajo coste integrados, con precios de 3 a 5 euros por unidad, no disponen de gran precisión, y derivan de forma notable durante las pérdidas de la señal GPS. Sin embargo, las continuas mejoras en cuanto a precisión y las ventajas de la inclusión de estos sensores en la propia tarjeta GNSS, permiten esperar resultados satisfactorios en un futuro cercano. Una vez probada la capacidad de los sistemas integrados GNSS/INS como sistemas de navegación de alta integridad, la aplicación de arquitecturas de integración más estrechamente acopladas nos permitirá emplear de manera más eficiente las medidas captadas por los sensores.

Partiendo del RSE desarrollado en esta tesis, podemos dar servicio a nuevas necesidades planteadas para los futuros vehículos desde el punto de vista de la gestión del tráfico de vehículos por carreteras. Algunas de las capacidades de transmisión de información en tiempo real que se abren con la incorporación al vehículo de unidades de a bordo que incluyan localización y un amplio soporte para comunicaciones son:

- Comunicaciones temporales entre los centros de gestión del tráfico y los coordi-

## Capítulo 8. Conclusiones y Trabajos Futuros

---

nadores de acontecimientos especiales y/o equipos móviles.

- Comunicaciones de emergencia entre los centros de gestión del incidente y las unidades públicas de seguridad en el campo.

Estos canales de comunicación podrán ser empleados en aplicaciones cada vez más demandadas por las actuales condiciones de tráfico en las carreteras.

Un servicio de gran interés que podría beneficiarse de este sistema consiste en facilitar la información al conductor en tiempo real sobre las condiciones aconsejadas de circulación. Esta información deberá llegar al conductor únicamente cuando sea relevante, sin que produzca distracción y en el instante en que sea necesitada. Un ejemplo de la utilidad de este servicio es la adaptación de la velocidad tolerada en la vía dependiendo de las condiciones del tráfico y del clima. Las posibilidades que este servicio brinda mejoran notablemente los actuales sistemas de paneles dinámicos en carreteras, o las señales válidas sólo en ciertas condiciones u horarios.

Finalmente, una de las actuales líneas de investigación del grupo es el empleo del sistema de navegación desarrollado para la detección de situaciones de riesgo en auto-vías. Mediante el empleo de tecnologías de comunicación inalámbricas, y conocidas las posiciones de los vehículos, es posible crear un algoritmo de fusión de datos que emplee las observaciones de nuestro propio vehículo y las de los vehículos circundantes para detectar situaciones peligrosas. Para resolver este problema se estudiarán sistemas de fusión de información de sensores montados en diferentes vehículos. Las vías de comunicación para estos sensores serán redes ad-hoc, basadas en redes DSRC (*Dedicate Short Range Communications*), CALM (*Continuous Air Interface for Long and Medium Communications*) y WLAN, o redes LAN que utilizan como medio físico de transporte el aire. Para la fusión de la información procedente de los distintos nodos de la red, debemos considerar que un filtro de Kalman no puede garantizar la coherencia del resultado, al no poder garantizar la independencia de las observaciones. El filtro de intersección de covarianzas (CI), presentado en esta tesis es capaz de ofrecer una solución no corrompida con medidas de sensores no independientes.

# Apéndice A

## Manual de Usuario de la Aplicación AVANT

**Autores:** Cristina Sotomayor y Rafael Toledo

**Fecha:** Octubre 2005

### A.1 Introducción

La aplicación AVANT se ha concebido como una utilidad para usuarios de sistemas de navegación, expertos y no expertos. Se puede ejecutar una navegación real, cumpliendo las características principales de un navegador comercial, como visualización de la posición del vehículo sobre un mapa, identificación de la vía por la que se circula, o localización de servicios interesantes, tales como gasolineras, hospitales, etc. Por otro lado, el sistema AVANT es capaz de simular un navegador. Como herramienta de simulación cubre las categorías de diseño de soluciones y validación de características de un sistema, ya que se pueden personalizar diferentes configuraciones tanto hardware (sensores utilizados) como software (algoritmo de posicionamiento). Avant puede usarse también en entornos educativos o de investigación, gracias a la sencillez con la que se realizan cambios en las configuraciones y se muestran los resultados de los mismos.

La aplicación tiene un interfaz gráfico sencillo. El lenguaje empleado para la aplicación es el inglés, por lo que los menús y ventanas de la misma están en este idioma. Dispone de opciones de ejecución que representan: *Perception* o ejecución del filtro con captura de medidas, *Simulation* o ejecución del filtro con medidas previamente capturadas y *Display route*, que visualiza los resultados de una ejecución previa del filtro. Un único botón (*Run/Stop*) lanza y detiene la ejecución en el modo seleccionado. También cuenta con menús para configurar parámetros y mostrar datos adicionales.

En la figura A.1 podemos observar las diferentes zonas de la ventana principal:

- En la parte superior izquierda encontramos las pestañas de selección de modo de ejecución, con la información propia de cada uno, y el botón de arranque/parada de la ejecución (RUN/STOP).

## Apéndice A. Manual de Usuario de la Aplicación AVANT

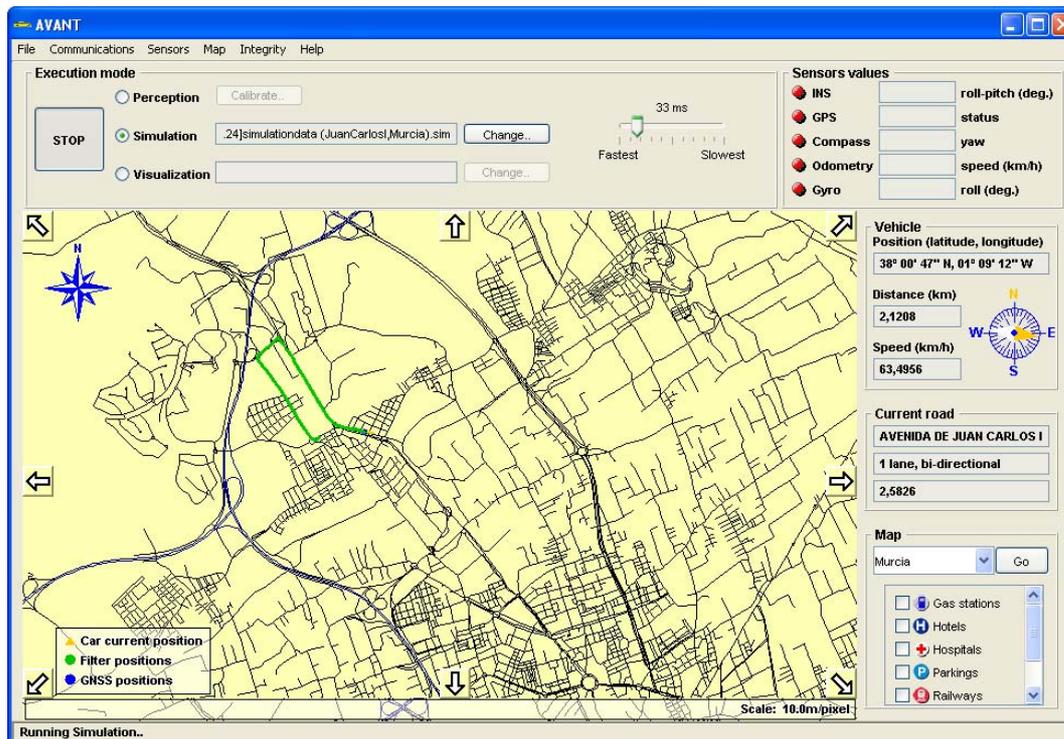


Figura A.1: Vista principal de la aplicación AVANT.

- En la parte superior derecha, se muestra el estado de la conexión con los sensores y las principales variables medidas capturadas por los mismos.
- En la parte central podremos visualizar (de forma opcional) un mapa GIS con la trayectoria realizada por el vehículo. Las posiciones del vehículo GNSS y las obtenidas a la salida del filtro se muestran como puntos azules y verdes respectivamente sobre el mapa y su orientación se indica mediante un triángulo amarillo.
- En la parte inferior del mapa existe una barra que informa de las coordenadas UTM del puntero, y del escalado del mapa, siendo esta última opción seleccionable por el usuario.
- Bajo el mapa, una barra de estado nos informa del estado de la ejecución y al arrancar la aplicación, se muestran los puertos a los que están conectados los sensores.
- A la derecha del mapa, se visualizan las posiciones, la orientación y la velocidad resultantes del filtro multisensorial. Se muestra además la distancia recorrida a lo largo del trayecto, la vía por la que circulamos y sus características y la distancia al centro de referencia de la misma según la base de datos GIS empleada.
- Por último, en la parte inferior derecha de la ventana, se presentan opciones relacionadas con servicios basados en localización, como la próxima gasolinera o el hospital más cercano.

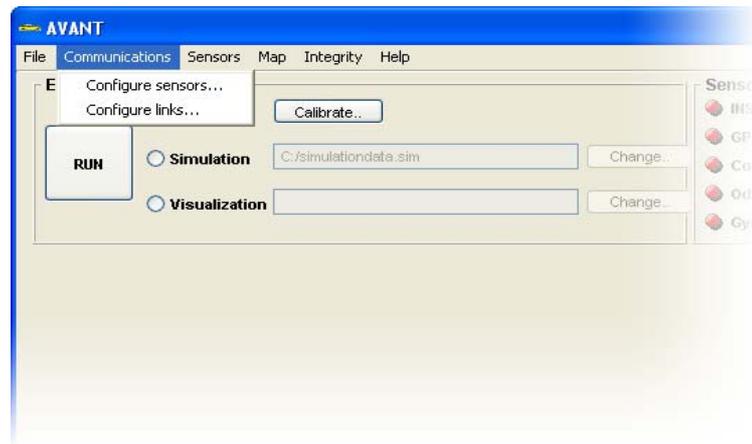


Figura A.2: Vista del menú *Communications*.

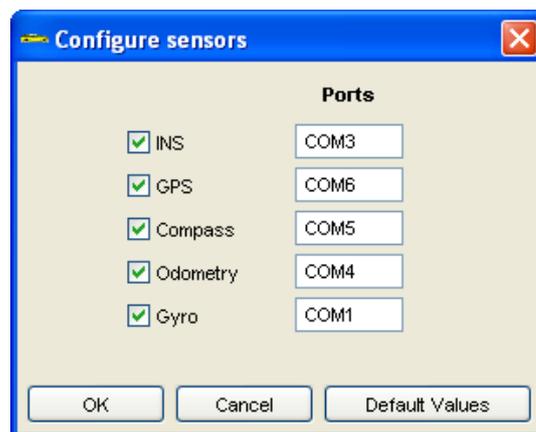


Figura A.3: Vista del menú *Communications/Configure sensors*.

## A.2 Menús de la aplicación

Desde el menú *Communications* (figura A.2) podemos configurar los sensores, habilitando o deshabilitando cualquiera de ellos, y modificando los puertos a los que están conectados (figura A.3). Esto se hará antes de arrancar la percepción de datos.

Durante la obtención de datos (en percepción o simulación), se puede obtener más información sobre el estado de cada sensor y sus valores, abriendo la ventana de información del dispositivo correspondiente. Estas ventanas se encuentran en el menú *Sensors* (figura A.4).

La figura A.5 muestra algunas de las ventanas de información de los sensores. En la figura A.5.a se presentan algunas gráficas relacionadas con el sensor inercial de los valores de las medidas *pitch* y *roll* en el momento actual de la ejecución. Los valores GPS (latitud, longitud y altitud) obtenidos directamente del dispositivo GNSS se pueden monitorizar como se muestra en la figura A.5.b, y las medidas obtenidas del dispositivo

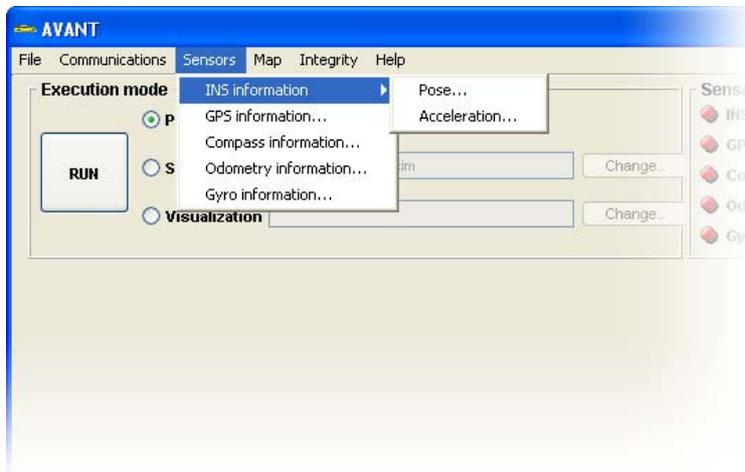


Figura A.4: Vista del menú *Sensors*.

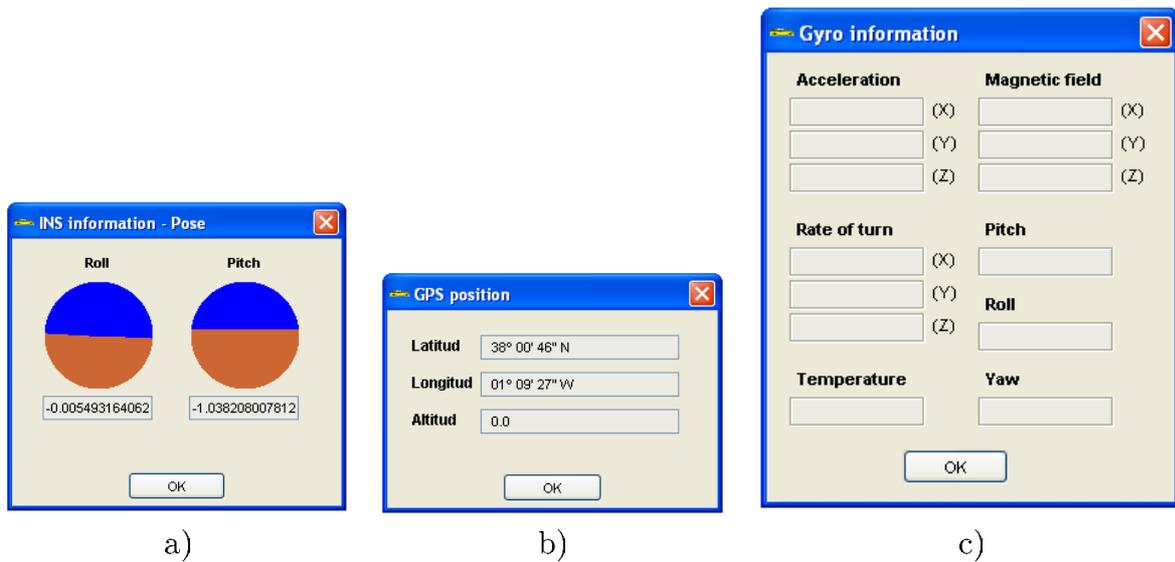


Figura A.5: Ventanas del menú *Sensors*. a) *INS-Pose*. b) *GPS*. c) *Gyro*.

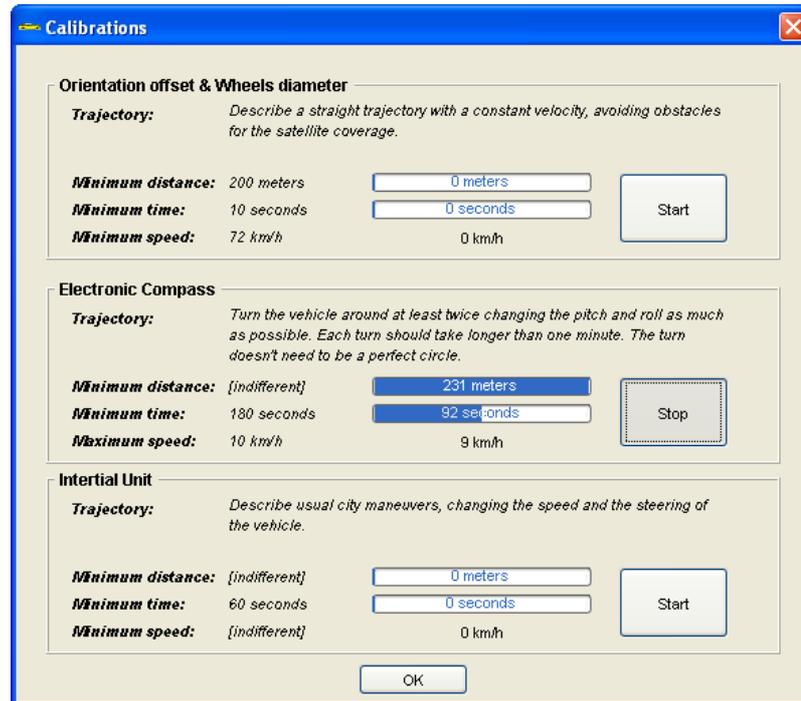


Figura A.6: *Calibrations*.

giróscopo en la figura A.5.c

El menú *Calibrations* permite realizar la calibración de ciertos parámetros del sistema a través de la aplicación (figura A.6). Desde AVANT, podemos calibrar el diámetro real del perímetro de las ruedas (ajustado al último valor calibrado o por defecto al nominal), la orientación del vehículo mediante un sensor EGNOS describiendo una trayectoria recta, el compás electrónico para compensar los ruidos magnéticos en el vehículo o la unidad inercial, para configurar parámetros internos del filtrado en función del tipo de maniobras que vayamos a realizar.

El menú Map (figura A.7) nos permite mostrar u ocultar el mapa GIS, seleccionar el fichero que contiene el mapa GIS apropiado (figura A.8), y configurar algunas características de la visualización del mapa.

Con la configuración de Preferencias podemos simplificar el mapa todo lo que queramos, o hacerlo tan completo como sea necesario, pudiendo elegir entre mostrar o no los nombres de las calles, la latitud y longitud, o el peaje calculado en cada momento (figura A.9). También podemos elegir el tipo de posiciones que se visualizarán en el mapa entre:

- Únicamente las calculadas por el filtro
- Las calculadas por el filtro y las obtenidas por el dispositivo GNSS que sean consideradas válidas
- Las calculadas por el filtro y todas las obtenidas por el dispositivo GNSS

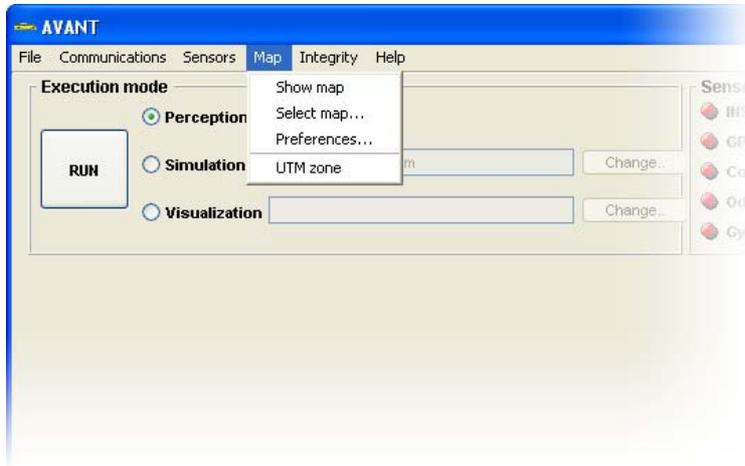


Figura A.7: Vista del menú *Map*.

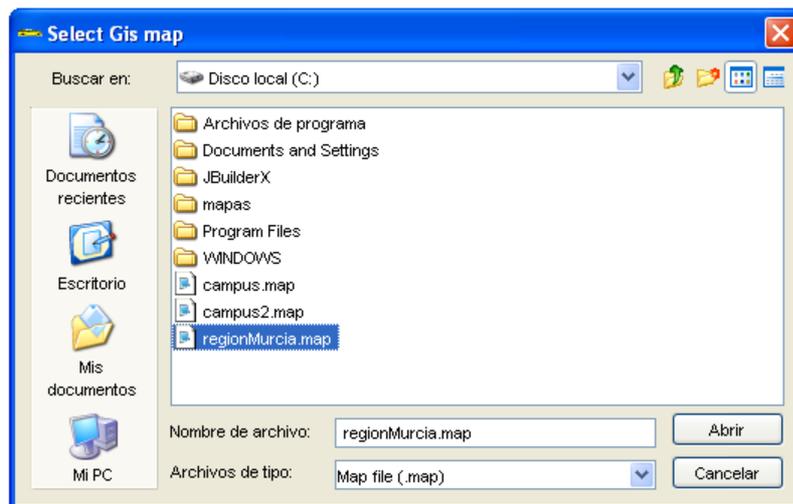


Figura A.8: Ventana del menú *Map/Select map*.

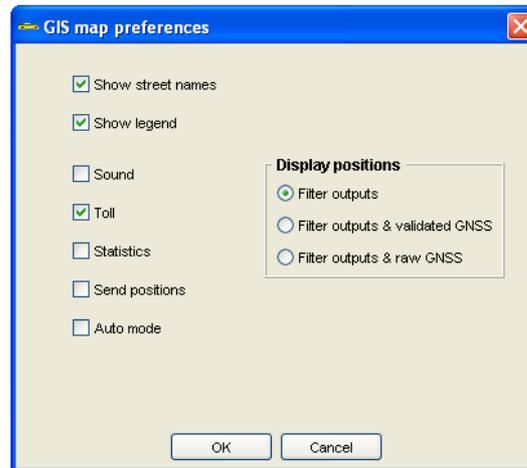


Figura A.9: Ventana del menú *Map/Preferences*.

Desde la última opción del menú Map abrimos la ventana de la figura A.10, en la que se muestra la zona UTM configurada en la actualidad sobre un mapa mundial.

Desde el menú *Integrity* (figura A.11) podemos abrir diversas ventanas mostrando gráficas con medidas de la integridad GNSS, posiciones calculadas, o satélites visibles.

La gráfica *Desviación de la Posición* de la figura A.12 muestra los errores horizontal, vertical y el valor del error absoluto, combinación 3D de los dos errores anteriores, HPE (*Horizontal Position Error*), VPE (*Vertical Position Error*) y EPE (*Estimated Position Error*) respectivamente, para una aplicación en estático. El usuario, debe introducir el valor conocido de la antena para poder calcular los valores de error.

La gráfica  $HPL_{SBAS}$  muestra para los últimos 30 segundos los valores del parámetro  $HPL_{SBAS}$  para su evaluación en estático. En la figura A.13 de ejemplo, corresponde a la línea roja, mientras la azulada nos está dando el error de las posiciones GPS, es decir, la diferencia en metros entre las posiciones calculadas por el GPS y la ubicación conocida de la antena.

La gráfica de Stanford de la figura A.14, representa un análisis desde el punto de vista del proveedor del servicio, de la calidad de la señal EGNOS. Desafortunadamente, este test podemos realizarlo únicamente en estático (ya que precisamos conocer el valor del parámetro HPE). Como se describe en la columna de la izquierda, un color intenso en la nube de puntos representa una mayor concentración de puntos de esas características. Para esta gráfica se han empleado 211397 muestras, y se puede configurar en modo no preciso o en modo preciso, donde los umbrales para el eje de coordenadas (valor de  $HPL_{SBAS}$ ) bajan, aumentando la resolución en la zona inferior izquierda (la de más calidad).

Los valores representados en la figura A.15 se corresponden con los valores de calidad de la posición ( $Q$ ), y el valor  $HPL_{SBAS}$  calculado mediante SISNeT (verde) y EGNOS (rojo). Un valor  $Q = 2$  significa calidad EGNOS,  $Q = 1$  *Single GPS* y  $Q = 0$  *No position*. Para la gráfica mostrada todos los valores fueron calculados a través de SISNeT. En rojo se muestran los períodos de cobertura EGNOS, esto es, el valor  $HPL_{SBAS}$  para la

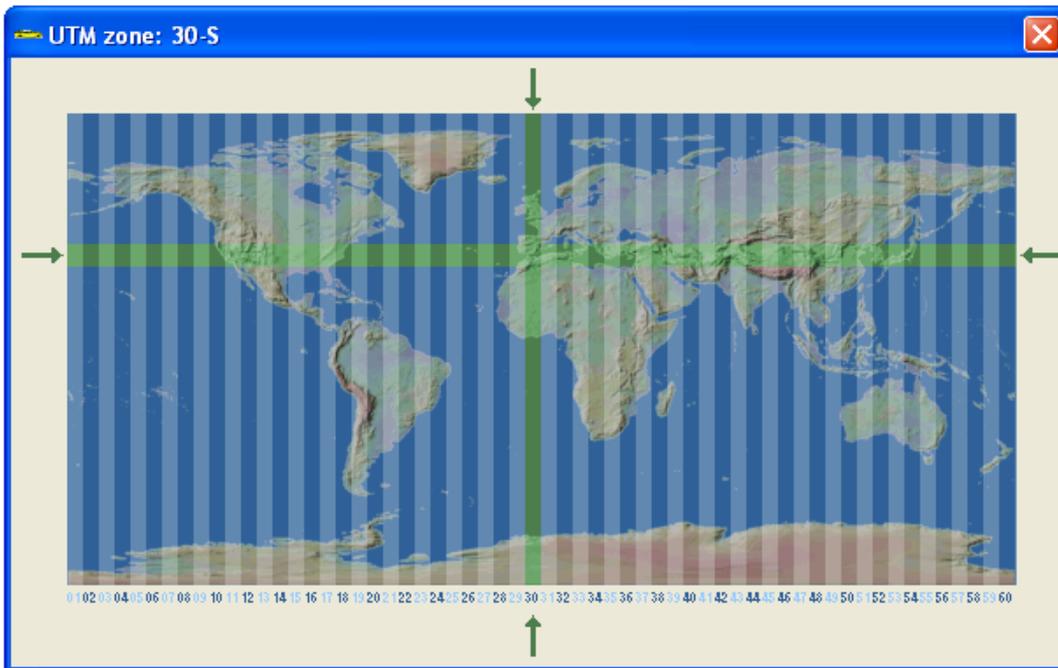


Figura A.10: Ventana del menú *Map/UTM zone*.

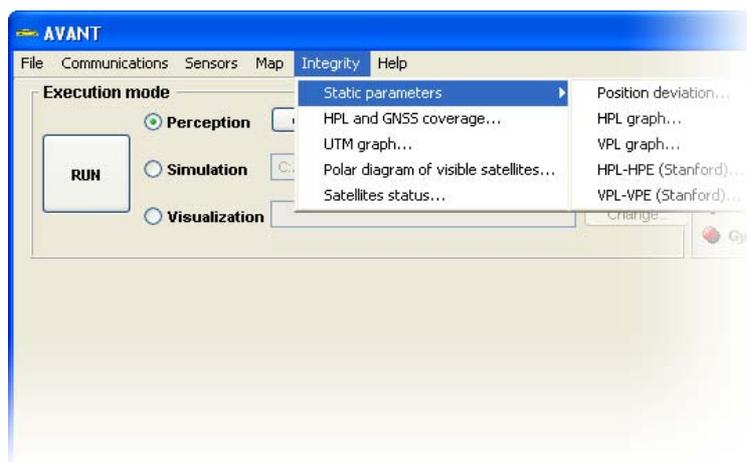


Figura A.11: Vista del menú *Integrity*.

## A.2. Menús de la aplicación

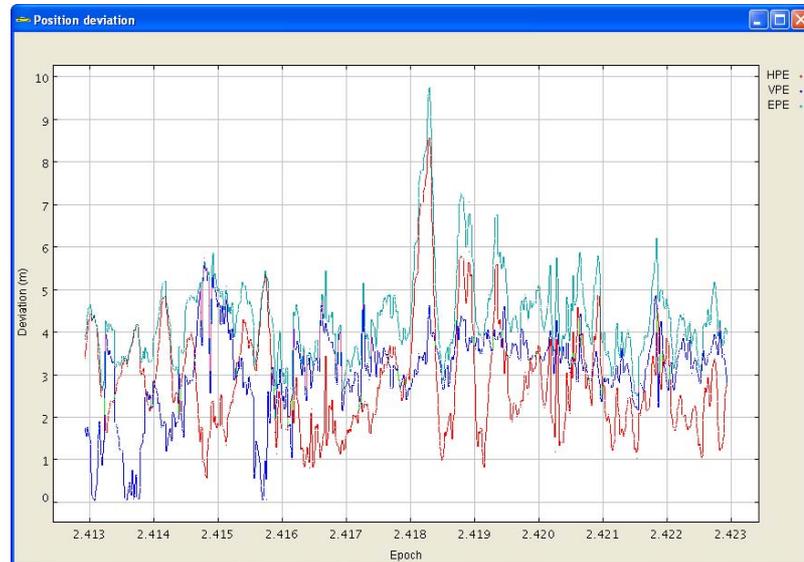


Figura A.12: Desviación de la Posición.

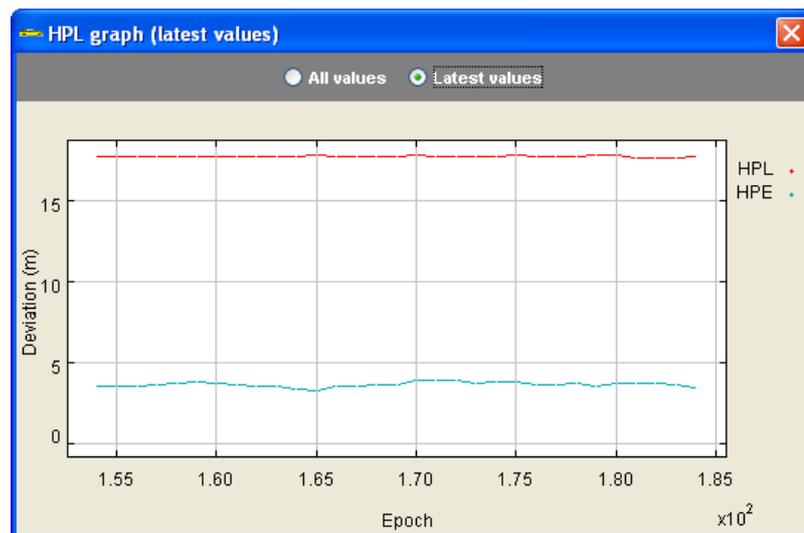


Figura A.13: Gráfica  $HPL_{SBAS}$  y HPE.

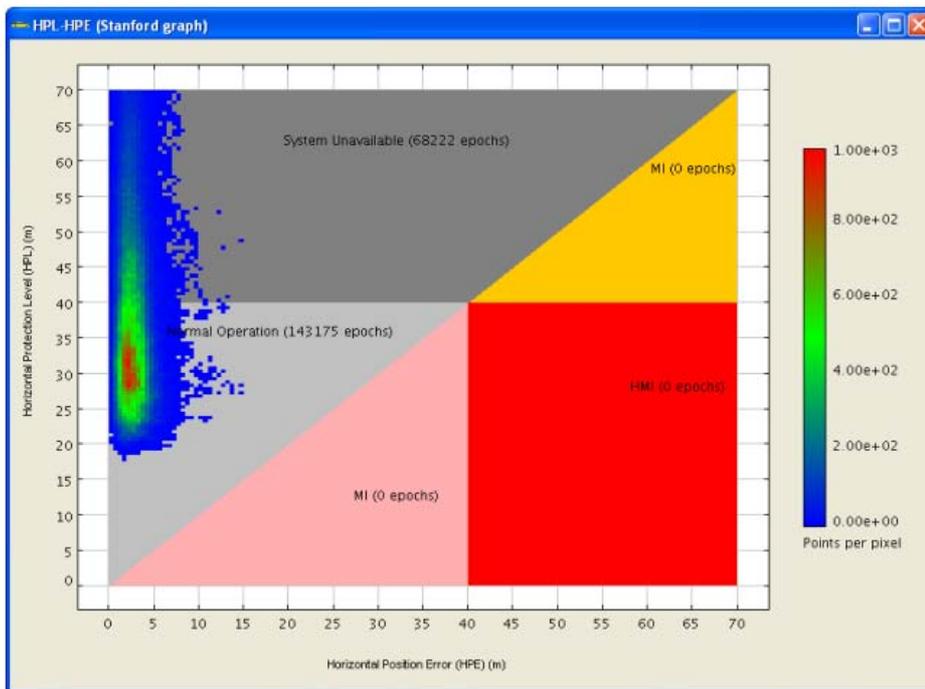


Figura A.14: Gráfica de Stanford para el análisis del  $HPL_{SBAS}$  en modo no preciso.

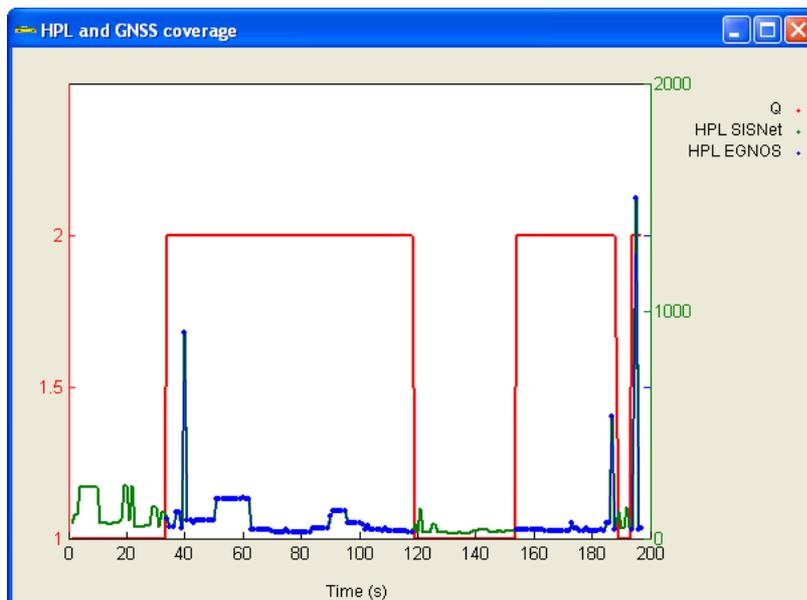


Figura A.15: Valores  $HPL_{SBAS}$  y cobertura GNSS.

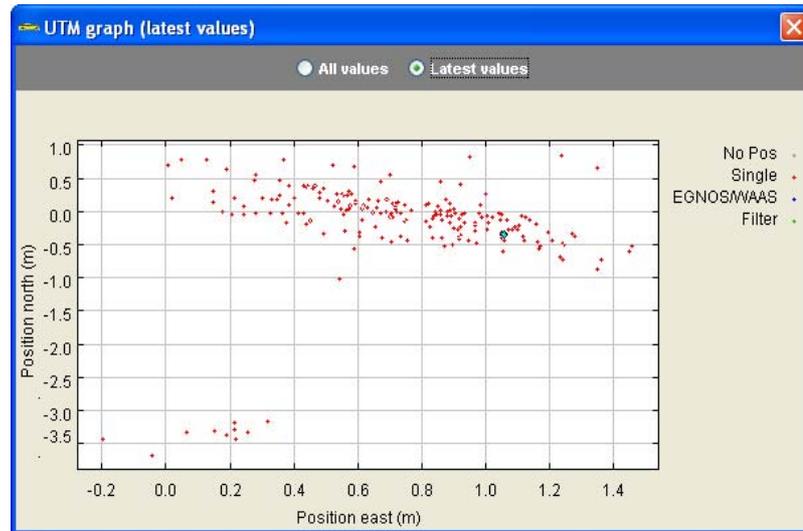


Figura A.16: Gráfica UTM.

disponibilidad EGNOS.

Desde la opción UTM graph (A.16) abrimos el mapa de posiciones, o gráfica UTM, que muestra las últimas 300 posiciones calculadas por el GPS. El punto azul de la gráfica corresponde a la posición conocida de la antena (en estático).

En caso de pruebas con el vehículo en movimiento, una vez finalizado un recorrido del vehículo, podemos mostrar la gráfica UTM completa con todas las posiciones A.17. Las posiciones calculadas con calidad GPS single se muestran en rojo. Las posiciones WAAS/EGNOS son mostradas en verde.

El diagrama polar de los satélites (figura A.18) muestra en formato polar (elevación y azimut del satélite) el conjunto de satélites visibles en cada momento. En rojo aparecerán aquellos que no forman parte de la solución calculada por encontrarse en estado erróneo. En blanco se muestran los satélites geoestacionarios (en nuestro caso EGNOS). La estela verde indica la dirección en que se están desplazando los satélites.

La ventana de estado de los satélites nos sirve para conocer la “salud” de cada uno de los satélites visibles en ese momento. Para cada satélite se nos muestra su estado. En caso de no ser correcto, se mostrará el motivo del error (figura A.19). La información que se muestra sobre cada uno de ellos, es su identificador PRN, si se emplea o no en el cálculo de la posición, los ángulos de elevación y azimut, las correcciones de pseudodistancia, reloj, ionosfera y troposfera, y la desviación estándar tomando en cuenta estas correcciones.

Finalmente, el menú *Help* de la figura A.20 contiene información sobre el formato de los ficheros de entrada que maneja la aplicación, la versión de la aplicación empleada, y los datos de contacto de los desarrolladores.

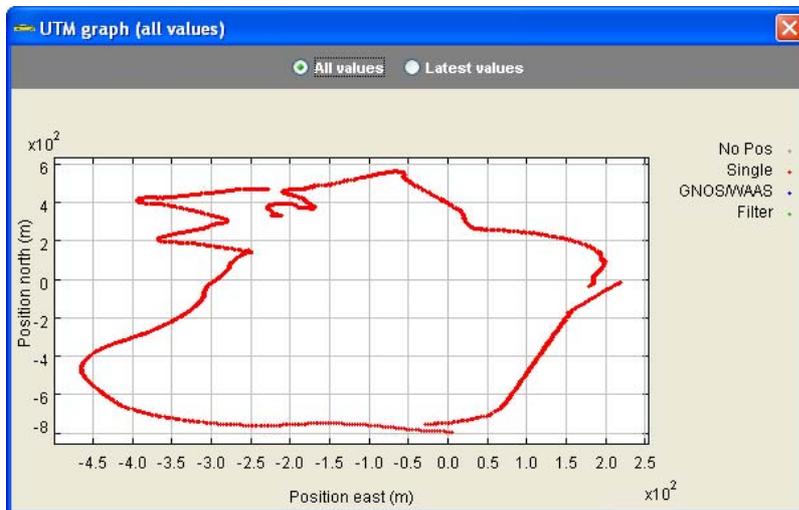


Figura A.17: Gráfica UTM completa.

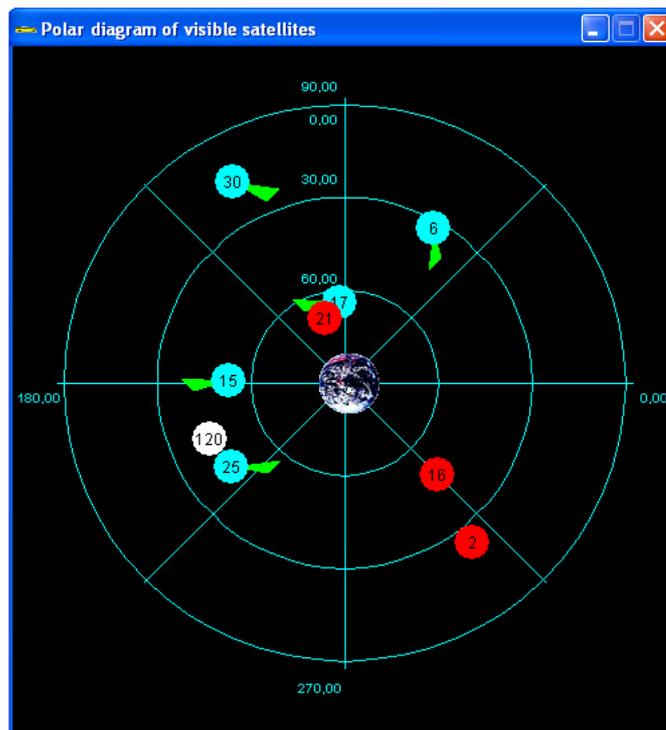


Figura A.18: Diagrama polar de satélites visibles.

## A.2. Menús de la aplicación



The screenshot shows a window titled "Satellites status" with a table of satellite data. The table has 9 columns: PRN, Sol used, Elevation, Azimuth, Psr corr, Clk corr, IO corr, Trop corr, and Std dev. The rows are numbered 1 through 25. Rows 2, 4, 5, 9, 14, 18, and 22 are highlighted in green, indicating they are active. Rows 1, 3, 7, 8, 10, 11, 12, 13, 15, 16, 17, 19, 20, 21, 23, 24, and 25 are highlighted in red, indicating they are not active. An "OK" button is located at the bottom center of the window.

PRN	Sol used	Elevation	Azimuth	Psr corr	Clk corr	IO corr	Trop corr	Std dev
1								
2	true	7.46	110.46	-0.356	-8203.621	-8.807	-17.132	5.07937
3								
4	true	6.24	70.74	-0.239	-8454.473	-7.951	-20.041	2.478709
5	true	74.89	329.98	1.948	38567.3...	-3.008	-2.427	1.205819
6	true	14.6	197.57	-0.86	243043.4	-8.184	-9.168	2.176005
7								
8								
9	true	61.2	83.56	2.165	-1960.842	-3.29	-2.673	1.09316
10								
11								
12								
13								
14	true	28.59	314.68	-0.64	-8034.496	-4.976	-4.68	1.448792
15								
16								
17								
18	false	8.79	227.33	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
19								
20								
21								
22	false	14.74	261.89	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
23								
24								
25								

Figura A.19: Ventana de Estado de los satélites.

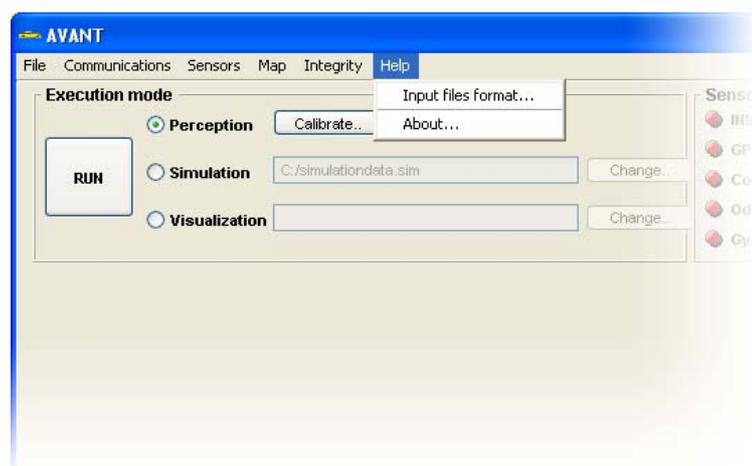


Figura A.20: Vista del menú *Help*.

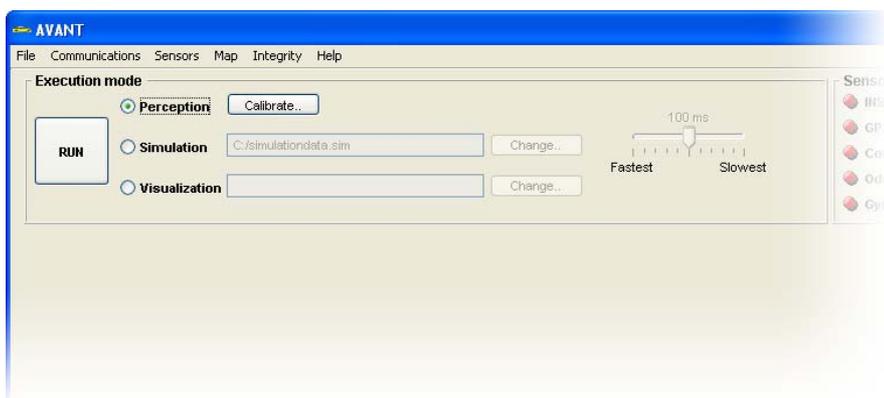


Figura A.21: Vista de la aplicación en modo *Perception*.

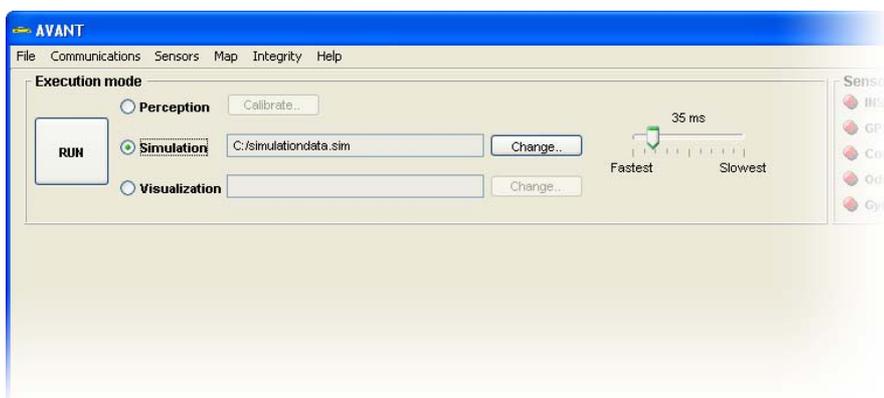


Figura A.22: Vista de la aplicación en modo *Simulation*.

### A.3 Modo percepción (*Perception*)

Cuando ejecutamos la aplicación en modo Percepción (figura A.21), esta recibe de los sensores multitud de datos, de los cuales mostrará los más relevantes en la pantalla principal. El resto de valores obtenidos se pueden visualizar manteniendo abierta la ventana de información del dispositivo que nos interese.

### A.4 Modo simulación (*Simulation*)

Al ejecutar el modo simulación (figura A.22), la aplicación toma valores de un fichero, y los interpreta como si los estuviese tomando de los sensores en tiempo real. Para ello, los logs guardados anteriormente mantienen las marcas de tiempo.

## A.5. Modo visualizador de trayectorias (*Visualization*)

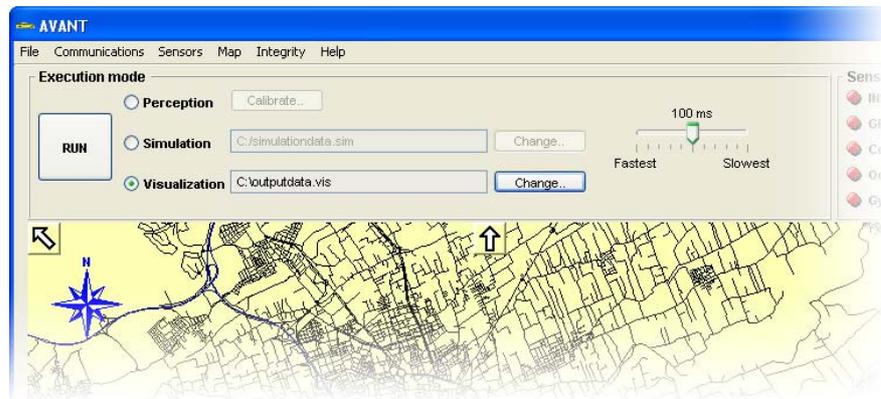


Figura A.23: Vista de la aplicación en modo *Visualization*.

## A.5 Modo visualizador de trayectorias (*Visualization*)

En este modo podemos abrir una trayectoria almacenada en un fichero (generalmente, un recorrido real anterior) y visualizar el movimiento del vehículo, superponiendo esta trayectoria al mapa GIS adecuado. No se ejecuta por tanto el filtro, y no se pueden realizar cambios en la configuración del sistema. La figura A.23 presenta la vista de la aplicación en este modo.

El vehículo se representa sobre el mapa como un triángulo amarillo orientado en la dirección del movimiento. Este punto se irá moviendo a una velocidad proporcional a la velocidad durante el recorrido. La relación entre la velocidad real y la velocidad de visualización puede regularse mediante el *slider* de la parte superior, facilitando la visualización de un recorrido largo en un tiempo razonable. Los puntos por los que circula el vehículo, por defecto permanecen señalados sobre el mapa (verde para la salida del filtro, y azul para las medidas GNSS). Las calles del mapa están dibujadas en negro, y la vía por la que circula el vehículo en cada momento se resalta en azul. Para analizar con más detalle una zona determinada, podemos hacer ampliar el mapa haciendo click con el puntero del ratón en la zona deseada, ampliando (botón derecho) o reduciendo (botón izquierdo) la zona del mapa por la que se circula en un instante dado.



# Apéndice B

## Aplicación a los Sistemas de Peaje Electrónico

### B.1 Introducción a los Sistemas de Peaje Electrónico

Actualmente, una de las aplicaciones más importantes de los sistemas de navegación global son los sistemas de peaje electrónico o de *road pricing*. El 29 de enero de 2004 el Parlamento Europeo, determinó apoyar los esfuerzos relativos al proyecto GALILEO, como elemento de importancia en la infraestructura europea. Por otra parte, el 24 de abril de 2004, la Comisión Europea decretó una directiva para el futuro de los sistemas de peaje electrónico. Las tecnologías elegibles por estos sistemas debían ser microondas a 5.8 GHz., GNSS y redes celulares, abriendo un gran mercado al desarrollo de los sistemas GNSS.

Diferentes sistemas de peaje electrónico están siendo preparados. Todos ellos descansan en el posicionamiento por medio de GNSS como elemento principal del sistema, o como apoyo a otros sistemas, para medir las distancias recorridas por los vehículos. Las coordenadas del vehículo se comparan con la cartografía de la zona para determinar la cantidad que debe ser facturada al usuario, tomando en cuenta la distancia recorrida, las entradas y salidas de la carretera y otros parámetros. Distintas estrategias de tarificación están siendo planeadas. Con el objetivo de reducir la complejidad de la unidad de abordo (OBU), las diferentes soluciones emplean mapas simplificados, que consisten en áreas, pasillos y pórticos virtuales. Las áreas de peaje deben ser distinguidas por la OBU, sin error, ya que el usuario no tolerará ningún euro extra en su factura.

Antes de continuar, debemos definir qué entendemos por un sistema de peaje electrónico. Esta definición comprende los modos y las tecnologías empleadas para recoger los peajes por el uso de una infraestructura de carretera, pero esto no debería ser entendido sólo de la manera económica. Otros conceptos tales como el control de la congestión, reducción del riesgo de accidentes, un uso más eficiente de las carreteras o las características del entorno también están involucrados. Debido a que un sistema de tarificación de carreteras no es solamente una manera de recoger más dinero, otras

## Apéndice B. Aplicación a los Sistemas de Peaje Electrónico

---

implicaciones aparecen, como eliminar las barreras artificiales y cubrir los costes externos de las carreteras. Esto se podría conseguir mediante sistemas automáticos que permitieran la recogida de los peajes sin necesidad de detener el vehículo, permitiendo además variar las tarifas de acuerdo a características tales como distancia recorrida, nivel de congestión, sensibilidad del entorno, nivel de congestión, etc.

La primera tecnología empleada en los sistemas de peaje electrónico (*Electronic Fee Collection* o EFC) fue el DSRC (*Dedicated Short Range Communications*). La mayoría de los países que tienen implementados EFCs emplean pórticos DSRC que usan microondas a 5.8 GHz. no son completamente compatibles. El trabajo llevado a cabo por CEN formuló en enero de 2003 un juego de estándares técnicos para la compatibilidad de los 5.8 GHz., mediante la adopción de pre-estándares de 1997. Sin embargo, estos pre-estándares no cubren todos los sistemas basados en DSRC de la Unión, y engloba dos variantes no completamente compatibles. De acuerdo con la Unión, los fabricantes accedieron a desarrollar productos interoperables basados en los ya existentes sistemas DSRC a 5.8 GHz.

La introducción de los sistemas de posicionamiento en EFC vino de la mano del sistema suizo HVF (Peaje a Vehículos Pesados) [52], [53]. Comenzó a operar el 1 de enero de 2001, y está basado principalmente en DSRC para la detección de cruces de la frontera y tacógrafo para el conteo de kilómetros. La unidad GNSS se usa como fuente de posicionamiento de redundancia, para prevenir y detectar el fraude. El sistema de tarificación a vehículos pesados alemán LKW Maut [54], [55] está basado en GNSS/CN (Global Navigation Satellite Systems / Cellular Networks). La unidad de a bordo calcula el peaje comparando su posición con una serie de objetos de peaje almacenados en una base de datos. Este sistema debía estar funcionando desde agosto de 2003 pero debido a un gran número de fallos su lanzamiento se ha retrasó su implantación al año 2005. En enero, el sistema comenzó a utilizarse con una funcionalidad reducida, y debería operar con normalidad a partir de enero de 2006. Algunos de los problemas del sistema estaban relacionados con la funcionalidad del OBU, que sufría errores de HW y SW que provocaban fallos de funcionamiento y errores en el cálculo del peaje. En el plano legal, la CE lanzó en 2003 dos propuestas de Directiva Europea relacionadas con el *road pricing*, una de ellas sobre las tecnologías utilizadas y la otra sobre el marco legal. La Directiva 2004/52/EC, o Directiva EFC [56], especificaba inicialmente que en 2005 debía entrar en funcionamiento un sistema paneuropeo de EFC para vehículos pesados, y en 2010 para el resto de vehículos. Este servicio EFC debería eliminar las barreras y estar basado en DSRC o GNSS/CN, aunque a partir de 2008 solamente se permitiría el uso de GNSS/CN a los nuevos sistemas. La Directiva iba más allá, y preveía que los sistemas DSRC debían desaparecer en 2012. Los operadores de autopistas, que han invertido hasta ahora en sistemas DSRC, se opusieron a la aprobación de la Directiva, que tuvo que ser modificada por la CE. En la versión definitiva (29 abril de 2004) se eliminó cualquier referencia a la desaparición de los sistemas de microondas, así como la fecha de inicio del servicio paneuropeo. Las tecnologías usadas serán cualquiera o una combinación de las siguientes: microondas a 5.8 GHz (DSRC), posicionamiento por satélite y comunicaciones celulares. Otras tecnologías incluyendo el tacógrafo electrónico podrán ser utilizadas, siempre y cuando este uso no provoque discriminación. La CE sigue apoyando las tecnologías GNSS, y ha incluido en la

## B.2. Pruebas de un Sistema de Peaje Electrónico basado en GNSS/CN-GIS

---

Directiva la recomendación de usar GNSS/CN, aunque reconoce explícitamente que podrían surgir problemas relacionados con el fraude y la fiabilidad del sistema. La otra propuesta de Directiva, llamada “tarificación a vehículos pesados por el uso de ciertas infraestructuras” [57] fue pensada como una modificación de la Directiva “Euroviñeta” [58]. Esta directiva afectaría no sólo a la Red Trans Europea (TEN) sino también a las carreteras paralelas, para todos los vehículos de más de 3.5 toneladas (comparado con las 12 toneladas actuales). Se permitiría el uso de peajes variables según el tipo de vehículo, hora, nivel de congestión, sensibilidad medioambiental de la zona, riesgo de accidente u otros conceptos. El objetivo era integrar de manera más efectiva los costes externos de la infraestructura. La propuesta no fue aceptada y está en proceso de modificación. Con respecto a la normalización, ISO y CEN trabajan en la definición de la norma ISO TS 17575 “*Application interface definition for CN/GNSS based EFC*” [59]. Su principal objetivo es la comunicación entre el OBE y el CE (Equipo Central), definiendo transacciones, actualizaciones del HW y el SW del OBU, y el *roaming* entre proveedores de servicio. Algunos datos necesarios para el proceso de cálculo de peajes son también definidos, cuando es necesario enviar o recibir estos datos a través del canal celular. No se definen los algoritmos para el cálculo de peajes ni los requisitos específicos de precisión o calidad del equipo de posicionamiento. Este estándar está en proceso de desarrollo aunque su terminación estaba prevista para finales del 2004. El proyecto MISTER (*Minimum Interoperability Specification for Tolling on European Roads*) está íntimamente relacionado con el ISO 17575, el cual proporciona una base para la interoperabilidad, pero no es suficiente para garantizarla. El objetivo de MISTER es definir cómo debe ser implementado el ISO 17575 para garantizar la interoperabilidad técnica y procedural. MISTER da soporte y define parcialmente el servicio EFC requerido en la Directiva EFC.

## B.2 Pruebas de un Sistema de Peaje Electrónico basado en GNSS/CN-GIS

El grupo de investigación de Sistemas Inteligentes de la Universidad de Murcia, en colaboración con investigadores de la Universidad Politécnica de Valencia, ha llevado a cabo una serie de pruebas de campo en la autovía A-7 y sus inmediaciones, con el objetivo de estudiar la posible implementación de un sistema de EFC en España. El principal objetivo de estas pruebas es comprobar la viabilidad técnica de un sistema de peaje electrónico sin uso de infraestructura de carretera y en la que el elemento principal sea un sensor de posicionamiento GNSS y un sistema de comunicaciones de gran cobertura, como es el caso de las redes celulares, concretamente GPRS. Esta simplificación en cuanto a equipamiento de nuestro sistema de navegación permite reducir significativamente el coste de producción de una unidad de abordaje destinada a esta aplicación. En todo caso, el objetivo de esta investigación era demostrar la viabilidad técnica de una solución basada en diferentes sensores. Más adelante presentaremos las ventajas e inconvenientes que el empleo de sistemas de navegación “más sencillos” pueden acarrear. En las pruebas realizadas se han empleado dos sensores GNSS de gama media alta:

## Apéndice B. Aplicación a los Sistemas de Peaje Electrónico

---

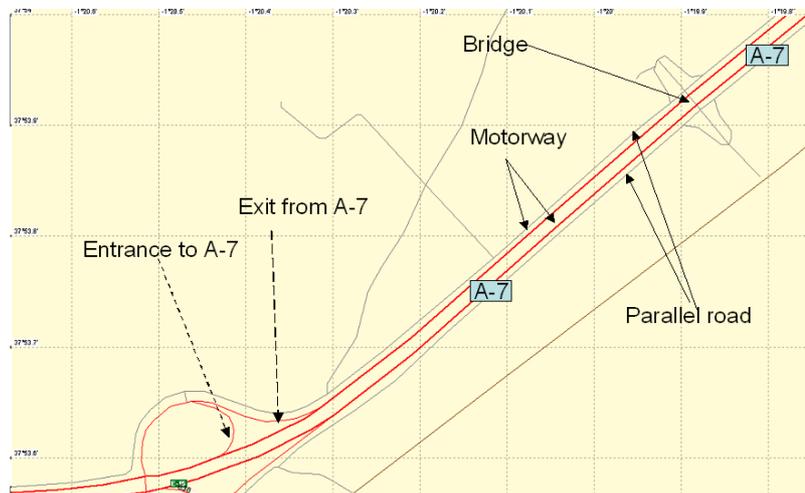
- Sensor GPS/EGNOS de Novatel, modelo Millenium OEM-3. Este sensor es capaz de procesar las correcciones EGNOS que le llegan, bien a través de los satélites geostacionario o bien a través del puerto serie COM2 (SISNeT). En este último caso las correcciones son transmitidas mediante Internet y un enlace GPRS. El protocolo empleado para enviar las correcciones es el RTCA, de acuerdo con el documento de especificaciones funcionales DO-229.
- Sensor GPS/GLONASS de Thales Navigation, modelo GG24. El empleo de un sensor de doble constelación nos permitirá demostrar si se consiguen mejoras significativas en parámetros tales como la disponibilidad.

Las pruebas se han llevado a cabo a lo largo del tramo de la autovía del mediterráneo (A-7) que transcurre por la Comunidad Autónoma de Murcia. Si bien esta autovía no está sujeta a peaje, este factor no afecta a nuestras investigaciones. Además nuestro grupo de investigación dispone de una base de datos geográfica de gran precisión (GIS) de la C.A. de Murcia, lo que nos ha permitido emplear dicha base de datos como referencia para representar la trayectoria seguida por el vehículo de pruebas. El tramo de autovía seleccionado para las pruebas presenta, a priori, unas buenas condiciones de disponibilidad de la señal GNSS (SIS o *Signal In Space*), pues no existen obstáculos geográficos que puedan obstruir la SIS. Los únicos puntos conflictivos son un túnel en el término municipal de Lorca, de una distancia en torno a los 700 m. y los diversos puentes que sirven como pasos elevados a las diferentes vías de servicio o carreteras que cruzan la autovía. Mientras el túnel produce una obstrucción total de la SIS y el número de satélites sincronizado por el sensor es cero, los pasos elevados, dependiendo de la velocidad del vehículo y de la anchura de éstos, normalmente producen un desvanecimiento rápido en la SIS lo que se traduce en una pérdida brusca del número  $N$  de satélites, lo que conlleva a una pérdida de la posición, si  $N$  cae por debajo de 4. Otra fuente de obstrucción de la señal GNSS son otros vehículos de gran tamaño, que al circular de forma paralela en caso de adelantamientos, pueden provocar la obstrucción de la señal procedente de parte de los satélites. Esta situación es totalmente aleatoria e impredecible. La probabilidad de que esto ocurra cuando la antena se encuentra situada en un coche tipo turismo es evidentemente superior a cuando la antena va situada sobre un autobús o camión de gran tamaño. La situación de la antena del sensor GNSS a bordo del vehículo es de gran relevancia para la disponibilidad.

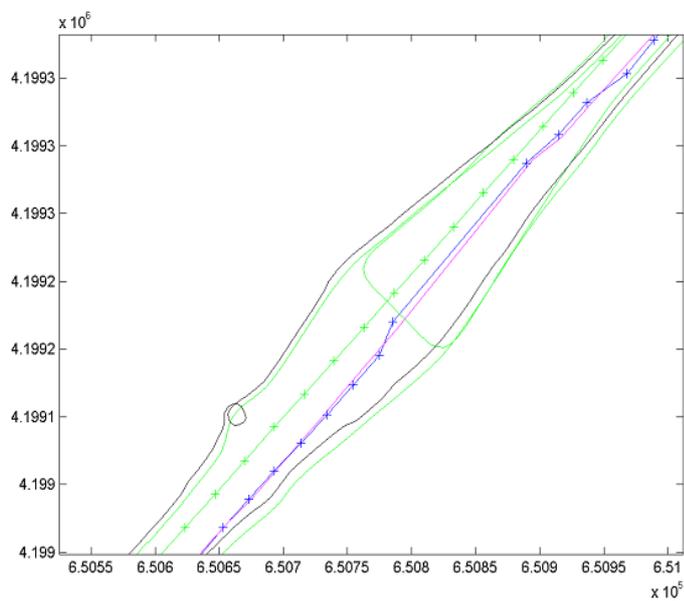
Las características principales de nuestra aplicación software son:

- Comunicación entre el ordenador de a bordo (PC) con el sensor GNSS mediante puerto serie
- Localización del vehículo mediante un mapa GIS de Navteq de alta resolución.
- Monitorización remota de la trayectoria mediante enlace GPRS. MODEM instalado a bordo del vehículo.
- Captura de las medidas de posición, velocidad y tiempo (PVT) mediante ficheros de texto, ASCII.

## B.2. Pruebas de un Sistema de Peaje Electrónico basado en GNSS/CN-GIS

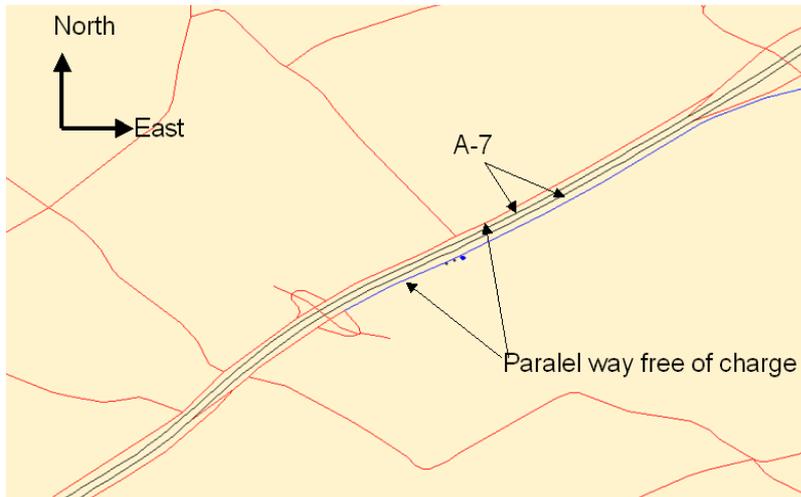


a) Autovía en el mapa GIS

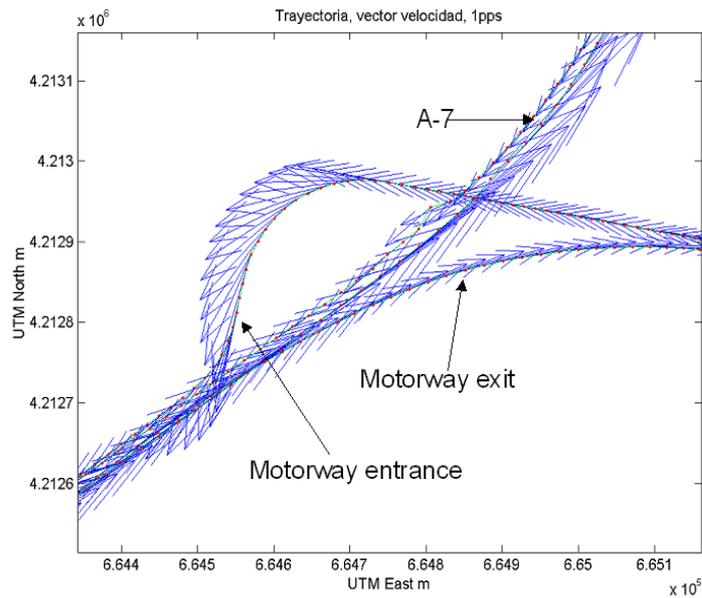


b) Posiciones UTM del vehículo

Figura B.1: Circulación por vías paralelas muy próximas.



a) Posición del vehículo sobre el mapa GIS



b) Entrada y salida de la autopista

Figura B.2: Posición del vehículo mediante monitorización remota para el cálculo del coste del peaje (a) y salida y entrada del vehículo a la autopista (b)

## B.2. Pruebas de un Sistema de Peaje Electrónico basado en GNSS/CN-GIS

---

- Estimación de las distancias recorridas a través de las vías, supuestamente sujetas a pago de peaje, en nuestras pruebas, la autovía A-7. También se han medido dichas distancias mediante el tacómetro digital de coche, con el objetivo de comparar con las estimaciones basadas únicamente en las posiciones GNSS. Las diferencias obtenidas han sido del orden de 100m. en un trayecto de 100 Km., entre ambos métodos.

La unidad de a bordo instalada en nuestro vehículo consiste en un ordenador monotarjeta, tipo SBC, un MODEM GPRS, la antena y el receptor GNSS. Si bien los sensores empleados son capaces de dar posiciones a frecuencias de 20 Hz., en las pruebas seleccionadas se ha seleccionado una frecuencia de 1Hz., valor estándar en la mayoría de los sensores de gama baja, que supuestamente serán los empleados en una posible implementación viable desde el punto de vista económico. Nuestras investigaciones relativas al estudio de viabilidad técnica de una aplicación de *road pricing* basada en el uso de sensores GNSS y sistemas de comunicación mediante redes celulares (GNSS/CN) se han enfocado al análisis de las siguientes situaciones, a priori conflictivas:

- Circulación por vías paralelas, no sujetas a peaje, que transcurren a una distancia de la autovía de no más de 10 metros en tramos con distancias significativas. En estas situaciones, la precisión del sistema debe ser lo suficientemente buena como para discriminar cuando el vehículo se encuentra en la vía de pago o no, evitando cargos indebidos al usuario y posibles reclamaciones al operador del servicio de peaje (figuras B.1.a, B.1.b y B.2.a).
- Correcta detección de las entradas y salidas en la autovía de peaje (figura B.2.b)
- Medida precisa de la distancia recorrida y por tanto del cálculo de coste del peaje.
- Sistemas alternativos de ayuda por el caso de pérdida de la señal GNSS, como por ejemplo en el caso de túneles.

La figura B.2.a muestra una presentación del mapa GIS con las 3 últimas posiciones del vehículo superpuestas, tal y como se vería en la estación remota. Concretamente se muestra el caso en que el coche abandonó la autovía y entró en una vía de servicio, no sujeta a pago. Esta situación es detectada por nuestra aplicación y el contador de kilómetros sujetos a peaje es desactivado. En el caso del paso por el túnel, nosotros conocemos, a priori, las coordenadas UTM de la entrada y salida de éste. Esto nos permite detectar cuando el coche ha pasado por dicho túnel, a modo de pórtico virtual, y por tanto sumar el número de metros recorridos en la cuenta del pago del peaje. Como ya se ha comentado, se ha empleado un GIS de precisión. Para estimar si el vehículo se encuentra en un segmento de la trayectoria sujeta a peaje, la aplicación calcula la distancia al segmento GIS más próximo. Si esta distancia ( $d_s$ ) es menor que un cierto umbral  $U$ , la aplicación estima que el coche circula por dicho segmento, en caso contrario asigna el segmento más próximo. La distancia media al segmento GIS más próximo en un trayecto de 100 Km. sobre la A-7 es de 4,4 m. El cuadro B.1 muestra datos de disponibilidad obtenidos en diferentes recorridos en la A-7 e inmediaciones, concretamente se han capturado datos de más de 700 km.

## Apéndice B. Aplicación a los Sistemas de Peaje Electrónico

Sensor GNSS	Tamaño (epochs)	Distancia (km.)	Disponibilidad (%)
GPS/EGNOS Novatel	21716	407	97.6
GPS/GLONASS GG-24	19426	363	93.6

Cuadro B.1: Datos recogidos en el test de *Road Pricing*.

La distancia recorrida ha sido calculada como el sumatorio de las distancias entre posiciones consecutivas del GNSS tras un proceso de suavizado. Dicho suavizado se ha llevado a cabo mediante un proceso de media móvil en una ventana de tiempo de 5 segundos. Las principales conclusiones obtenidas como resultado de nuestras investigaciones en el área de aplicación de peaje electrónico mediante GNSS/CN son las siguientes:

- Una disponibilidad GNSS del orden del 90% no parece suficiente para los requisitos de un sistema de peaje.
- La señal EGNOS suministrada mediante el satélite geoestacionario IOR,(PRN 131) presenta mala cobertura en el sur de España (en la fecha de realización de las pruebas).
- La aplicación SISNeT, empleada para transmitir EGNOS mediante Internet y GPRS no garantiza el nivel de servicio requerido en tiempo real para esta aplicación, debido a los problemas de cobertura GPRS. Estos problemas deberían solventarse empleando UMTS (no disponible en la fecha de la realización de las pruebas).
- El aumento en el número de satélites que supone el empleo de un sensor de doble constelación no ofrece mejoras significativas en el caso de autovías.
- Mediante procesos de interpolación y suavizado de los datos suministrados por el GNSS se consiguen estimaciones de distancia recorrida con una gran precisión.
- La precisión de los actuales sensores GNSS/GIS permite resolver el problema de la discriminación de circulación por carreteras paralelas y muy próximas a la autovía.

### B.3 Una Aplicación Piloto para un Sistema de *Road Pricing*

Se ha diseñado e implementado una aplicación piloto de *road pricing* basada en un subconjunto de las especificaciones de ISO 17575. El principal objetivo consistía en analizar la capacidad de la aplicación para detectar los diferentes objetos de pago conforme el vehículo circula, y para calcular correctamente las tarifas. Se han diseñado diferentes escenarios de acuerdo con ISO 17575, incluyendo un escenario zona, un escenario corredor, y un escenario pórtico virtual. Éstos son los objetos de pago definidos

### B.3. Una Aplicación Piloto para un Sistema de *Road Pricing*

---

en el estándar, cada uno de ellos asociado a modelo de peaje diferente. Se ha probado la aplicación con cada tipo de escenario, permitiéndonos identificar los principales pros y contras de cada solución. Una importante cuestión para nosotros ha consistido en evaluar la viabilidad de un sistema de abordo de bajo coste. En otras palabras, ¿tendría sentido implementar un sistema de *road pricing* basado únicamente en una fuente de posición GNSS? ¿existe una necesidad real de incluir sistemas odométricos o inerciales? Y teniendo en cuenta las necesidades de memoria y comunicación, ¿sería viable un sistema de a bordo basado en una pequeña base de datos que incluya solamente los objetos geográficos, o es necesario utilizar una base de datos que incluya todas las carreteras? Se han diseñado tres tipos de escenarios, destinados a la realización de pruebas específicas, como sigue:

- Un escenario basado en zona, en un área metropolitana. Este escenario está destinado a tarificación en función de la distancia dentro de la zona, y las pruebas mostrarían si es posible la tarificación en función de la distancia utilizando solamente GPS.
- Escenarios basados en corredores, en la carretera CV-35 y la autopista AP-7. Las pruebas incluyen la detección de la entrada y la salida del corredor, la variación del ancho del corredor y el número de puntos, y la tarificación basada en la distancia.
- Escenarios basados en pórticos virtuales, en la carretera CV-35 y la autopista AP-7. Las pruebas incluyen la detección del pórtico virtual.

El primer conjunto de pruebas realizadas se centran en el estudio de la eficiencia de la aplicación en la detección de objetos de pago. Las pruebas sobre escenarios basados en pórticos virtuales muestran un éxito del 100% en la detección, mientras que en el caso de escenarios basados en corredores, se observa una dependencia con los valores del ancho del corredor y del radio de los puntos de entrada. Estos radios deben ser de al menos 20 metros para asegurar una correcta detección de vehículos a velocidades de hasta 150 Km/h. Sin embargo, se han registrado detecciones incorrectas en el 3,6% de los casos utilizando radios de 20 metros, reduciéndose hasta la ausencia de errores a 30 metros. En cuanto al ancho de corredor, en más del 90% de las pruebas se ha detectado correctamente el paso utilizando 15 metros de ancho, y en más del 98% utilizando 20 metros. En ambos escenarios, no se han obtenido errores en la detección debidos a carreteras paralelas o cruces. En el caso de tarificación basada en distancia, se pueden considerar dos situaciones diferentes, en función de la visibilidad de los satélites. En carreteras, donde no existen obstáculos para la recepción de la señal GPS, se han obtenido errores típicos del 1,9%, llegando a alcanzar un máximo error de 6,6%. La segunda situación ocurre en las ciudades, donde es difícil conseguir visión directa de los satélites. En este caso el error medio aumenta hasta el 5,9%, y el error máximo hasta el 16,7%. Además, se ha identificado un error en la medida de la distancia cuando se utilizan escenarios basados en corredores, debido a la incertidumbre de la distancia recorrida dentro del corredor en el momento de la entrada y de la salida. La variación máxima obtenida en las pruebas ha sido de 48 metros. Adicionalmente, se ha

## Apéndice B. Aplicación a los Sistemas de Peaje Electrónico

---

calculado una estimación de la memoria necesaria para almacenar los objetos de pago de una provincia completa. Los resultados muestran que en todo caso la memoria no es un factor clave en la determinación de una u otra opción, no superándose valores de decenas de KBytes.

Una parte del trabajo realizado se ha dedicado al estudio de los objetos de pago definidos en el estándar ISO 17575, identificando sus pros y sus contras. Los escenarios basados en corredores son adecuados para tarificación por distancia. Se ha observado un error cuando se utiliza sólo GNSS, por lo que se recomienda la utilización de otras fuentes de posición (odómetro/INS), ya que a pesar de que en la mayoría de las carreteras la medida de la distancia podría llevarse a cabo utilizando GNSS y cartografía, los errores obtenidos en escenarios metropolitanos son demasiado grandes para confiar sólo en GNSS. Otro inconveniente importante de la utilización de corredores es la adaptación a la forma de la carretera. La detección se localiza en la entrada del corredor, con lo que si no se detecta la entrada, no se realizará el seguimiento del vehículo por el resto del corredor. Además, las entradas se definen mediante círculos, lo que lo hace poco flexible, y se deben definir las áreas críticas para evitar carreteras paralelas, cruces y túneles. Por el contrario, los escenarios basados en pórticos virtuales no se pueden utilizar para medir distancias (la distancia correspondiente debe fijarse previamente), pero se adaptan mejor a la forma de la carretera. Se puede elegir una forma y situación apropiadas a lo largo del tramo de carretera, alejada de zonas críticas. Además, los pórticos virtuales pueden proporcionar una compatibilidad más sencilla con los sistemas DSRC existentes. El principal inconveniente recae en el hecho de que la detección del tramo completo está localizada en un trayecto pequeño.

### B.4 Integración con Medidas Inerciales

En determinadas circunstancias la falta de cobertura GNSS (incluso cuando empleamos la señal SISNeT) es un problema difícil de superar con un sistema de navegación basado exclusivamente en posicionamiento por satélite. Para garantizar el éxito del sistema es necesario encontrar una solución fiable para los períodos sin señal GPS. Para determinar la mejor manera de suplir las carencias GNSS se han estudiado los sistemas odométricos e inerciales. La naturaleza de las medidas inerciales (aceleraciones y velocidades de giro en los tres ejes coordenados respecto al sistema de coordenadas relativo al vehículo) complementa perfectamente las deficiencias encontradas. Sin embargo, la necesidad de un proceso de doble integración para obtener la posición del vehículo a partir de las medidas de aceleración es la principal fuente de errores de un sistema integrado GPS/INS. Para evitar la deriva de la posición se deben realizar actualizaciones frecuentes. La opción de la odometría evita el problema de la doble integración, pero otros problemas tales como deslizamientos, incertidumbre en la distancia entre ejes o diferentes diámetros en las ruedas nos invitan a trabajar con otras opciones. La opción elegida para una aplicación de peaje electrónico implementa un sistema integrado GNSS/INS de bajo coste. Para fusionar las medidas procedentes de ambos equipos sensores se implementó una arquitectura de integración basada en el filtro extendido de Kalman [60]. A continuación explicamos las mejoras del sistema GNSS/INS. La

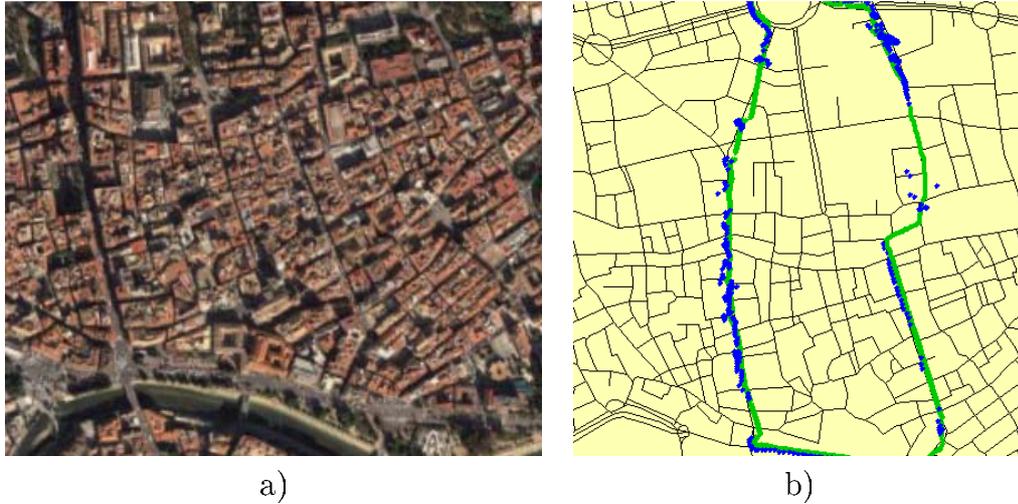


Figura B.3: Una típica situación en la que necesitaríamos apoyo al sistema GNSS (a) (imagen obtenida mediante GoogleEarth ©). La solución INS en los casos de pérdidas de la señal GNSS (b).

figura B.3.a muestra una situación relativamente frecuente y difícil de afrontar por un sistema basado exclusivamente en GNSS. En estas circunstancias, la constelación GPS no ofrece posicionamiento, y la opción de instalar un pórtico DSRC queda descartada. La figura B.3.b muestra el comportamiento de nuestro sistema GNSS/INS en estas situaciones.

En este fragmento de una trayectoria llevada a cabo en el núcleo urbano de la ciudad de Murcia. La pérdida total de la cobertura GPS se produjo un 40% del trayecto urbano. Como se aprecia a simple vista en la imagen, en los casos de pérdida de posición GPS (azul) la solución ofrecida por el filtro GNSS/INS (verde) ofrece la posición actual. Si bien no podemos facilitar valores ciertos de error, por tratarse de trayectorias reales, la coincidencia entre las posiciones obtenidas y el mapa GIS de referencia no deja dudas sobre la fiabilidad del resultado.



# Bibliografía

- [1] M.A. Zamora. *Navegación en Robótica Móvil y Conducción Automatizada*. Tesis Doctoral. Universidad de Murcia. Julio 2003.
- [2] R. Toledo. *Diseño y Análisis de un Sistema de Navegación GPS/INS Integrado mediante un Filtro Estadístico de Fusión Sensorial*. Proyecto Fin de Carrera. Universidad de Murcia–Universidad Politécnica de Cartagena. Junio 2002.
- [3] Mohinder S. Grewal, Lawrence R. Weill, Angus P. Andrews. *Global Positioning Systems, Inertial Navigation and Integration*. Libro, John Willey & Sons. Estados Unidos, 2001.
- [4] <http://www.esa.int/esaNA/index.html>
- [5] T. Jochem and D. Pomerleau and B. Kumar and J. Armstrong. U. *PANS: a Portable Navigation Platform*. Procs. of the 1995 IEEE Symposium on Intelligent Vehicles, 221–226. Boston, EEUU, Noviembre 1997.
- [6] Ozguner and others. *The OSU DEMO'97 Vehicle*. Procs. of the 1997 IEEE Intl. Conf. on Intelligent Transportation System Detroit, Michigan, EEUU, Septiembre 1995.
- [7] California PATH Home Page. <http://www.path.berkeley.edu>, 2003.
- [8] A. Broggi and M. Bertozzi and A. Fascioli and G. Conte. *Automatic Vehicle Guidance: The Experience of the ARGO Autonomous Vehicle*. World Scientific, 1999.
- [9] U. Franke and F. Bottiger and Z. Zomotor and D. Seeberger. *Truck Platooning in Mixed Traffic*. Procs. of the IEEE Intelligent Vehicles Symposium: 1–6. Detroit, EEUU, 1995.
- [10] P. Borodani. *Full Automatic Control for Trucks in a Tow-bar system. Truck Platooning in Mixed Traffic*. Procs. of AVEC 2000. 5th Int. Symposium on Advanced Vehicle Control. Ann Arbor, Michigan, EEUU, Agosto 2000.
- [11] Morris M. Kuritsky, Murray S. Goldstein. *Inertial Navigation*. Proceedings of the IEEE, Vol. 71, No. 10 (Octubre. 1983), pp. 1156–1176 Mayo 1983.
- [12] S. Sukkarieh. *Low Cost, High Integrity, Aided Inertial Navigation Systems for Autonomous Land Vehicles*. Tesis Doctoral presentada en el Australian Centre of Robotics. University of Sidney. Sidney, Australia, 2000.

- 
- [13] Billur Barshan, Hugh F. Durrant-Whyte. *An Inertial Navigation System for a Mobile Robot*. Procs. of the IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems: 2243–2248. Yokohama, Japón, Julio 1993.
- [14] Billur Barshan, Hugh F. Durrant-Whyte. *Inertial Navigation Systems for Mobile Robots*. IEEE International Transactions on Robotics and Automation. Vol. II NO. 3: 328–342. Junio 1995.
- [15] Simon Cooper, Hugh Durrant-Whyte. *A Kalman Filter Model for GPS Navigation of Land Vehicles*. Intelligent robots and Systems '94.' Advanced Robotics Systems and the Real World', IROS' 94. Proceedings of the IEEE/RSJ/GI International Conference on, Vol.1 pp. 157-163 1994.
- [16] S. Blackman, R. Popoli. *Design and Analysis of Modern Tracking Systems*. Libro, Artech House. Estados Unidos, 1999.
- [17] David. L. Hall, James Llinas. *Handbook of Multisensor Data Fusion*. Libro, CRC Press. Estados Unidos, 2001.
- [18] David L. Hall, Sonya A.H. McMullen. *Mathematical Techniques in Multisensor Data Fusion*. Libro, Artech House. 2004.
- [19] B.Scherzinger. *Precise Robust Positioning with Inertial/GPS RTK*. Proceedings of ION-. GPS-2000, Salt Lake City, UH, The Applanix Cooperation. Estados Unidos, Septiembre 2000.
- [20] Jinwon Kim, Gyu-In Jee, Jang Gyu Lee. *A Complete GPS/INS Integration Technique Using GPS Carrier Phase Measurements*. Proceedings of the IEEE 1998. 526–533. 1998.
- [21] J. Chris McMillan. *A GPS Attitude Error Model for Kalman Filtering*. CCC 1994 Ottawa, Ontario. 329–336 Canadá 1994.
- [22] Xiufeng He, Yongqi Chen, H.B. Iz. *A Reduced-Order Model for Integrated GPS/INS*. IEEE AES Systems Magazine: 40–45 Marzo 1998.
- [23] Zhe Chen, Peijun Yu. *Model Study for Terrain Aided Navigation Systems*. Proceedings of the IEEE International Symposium on Industrial Electronics: Vol II. 848–859 Marzo 1992.
- [24] Walton Williamson, Jeehong Min, Jason, L. Speyer, Jay Farrell. *A Comparison of State Space, Range Space, and Carrier Phase Differential GPS/INS Relative Navigation*. Proceedings of the American Control Conference. 2932–2938 Chicago, Estados Unidos. Junio 2000.
- [25] Demoz Gebre-Egziabher, Roger C. Hayward, J. David Powell. *A Low-Cost GPS/Inertial Attitude Heading Reference System (AHRS) for General Aviation Applications*. Position Location and Navigation Symposium, IEEE 1998.

- 
- [26] K. Kobayashi, F. Munekata, K. Watanabe. *A Accurate Navigation via Sensor Fusion of Differential GPS and Rate-Gyro*. Proceedings of the 1994 IEEE International Conference on Multisensor Fusion and Integration for Intelligent Systems. pp. 9–16 Las Vegas, NV EEUU, 1994.
- [27] K. Kobayashi, F. Munekata, K. Watanabe. *A Low-Cost GPS/Inertial Attitude Heading Reference System (AHRS) for General Aviation Applications*. IMTC'94, Hamamatsu, pp. 556–559. Hamamatsu, Mayo 1994.
- [28] H.J. Hardt, D. Wolf, R. Husson. *The Dead Reckoning Localization System of the Wheeled Mobile Robot ROMANE*. Proceedings of the 1996 IEEE/SICE/RSJ International Conference on Multisensor Fusion and Integration for Intelligent Systems, pp. 603–610 1996.
- [29] A. Stotsky, X. Hu. *Control of car-like robots using sliding observers for steering angle estimation*. Proceedings of the 36th Conference on Decision and Control. pp. 3648–3653 San Diego, California, EEUU, Diciembre 1997.
- [30] P. Bonnifait, P. Bouron, P. Crubillé, D. Meizel. *Data Fusion of Four ABS Sensors and GPS for an Enhanced Localization of Car-like Vehicles*. Proceedings of the 2001 IEEE International Conference on Robotics and Automation. pp. 1597–1601, Seúl, Korea, Mayo 2001.
- [31] H. Durrant-Whyte, E. Bell, P. Avery. *The Design of a Radar-Based Navigation System for Large Outdoor Vehicles*. Proceedings of the 1995 IEEE International Conference on Robotics and Automation, pp. 764–769, 1995.
- [32] P.S. Hingwe. *Robustness and Performance Issues in the Lateral Control of Vehicles in Automated Highway Systems*. University of California at Berkeley 1997.
- [33] S. Scheduling, G. Dissanayake, E.M. Nebot, H. Durrant-Whyte. *Slip Modelling and Aided Inertial Navigation of an LHD*. University of California at Berkeley. pp. 1904–1909 Albuquerque, New Mexico Estados Unidos, 1997.
- [34] H. Wang, C. T. Goh. *Fuzzy Logic Kalman Filter Estimation for 2-Wheel Steerable Vehicles*. Proceedings of the 1999 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. pp. 88–93, 1999.
- [35] Bar-Shalom, Y., X.-R. Li. *Estimation and Tracking: Principles, Techniques and Software*. YSB Publishing, First Edition. Enero 1998.
- [36] Y. K. Tham, H. Wang, E. K. Teoh. *Adaptive State Estimation for 4-Wheel Steerable Industrial Vehicles*. Proceedings of the 37th IEEE Conference on Decision and Control. pp. 4509–4514. Tampa, Florida Estados Unidos, 1998.
- [37] M. Wada, K.S. Yoon, H. Hashimoto *High Accuracy Road Vehicle State Estimation Using Extended Kalman Filter*. Proceedings of the 2000 IEEE International Conference on Intelligent Transportation Systems. pp. 282–287, Dearborn (MI), Estados Unidos. 2000

- 
- [38] S. Julier, H. Durrant-Whyte. *Process Models for the High-Speed Navigation of Road Vehicles*. Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation. pp. 101–105, Febrero 1995.
- [39] Kaplan, Elliott D. *Understanding GPS. Principles and Applications*. Artech House. 1996.
- [40] Bar-Shalom, W.D. Blair. *Multitarget-Multisensor Tracking: Applications and Advances*. Vol III. Artech House, Marzo 2000.
- [41] Pedro Albertos, Julián Salt. *Some Issues about Multirate Control Systems*. Proceedings of the 15th International Conference on Systems Science. Vol I. 48–65, Wroclaw, Polonia 2004.
- [42] Magill, D.T. *Optimal Adaptive Esimation of Sampled Stochastic Processes*. IEEE Trans. on Automatic Control, Vol. AC-10, pp. 434–439. Octubre 1965.
- [43] Lerro, D., Bar-Shalom. *Interacting Multiple Model Tracking with Target Amplitude Feature*. IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, Vol. AES-20, No. 2 pp. 494–508. Abril 1993.
- [44] Moose, R.L., T.E. Dailey. *Adaptative Underwater Target Tracking Using Passive Timedelay Measurements*. IEEE Trans. on Acoustic, Speech and Signal Processing, Vol. ASSP-33, No. 4 pp. 777–787. Agosto 1985.
- [45] Bar-Shalom, Y., X.-R. Li. *Multitarget-Multisensor Tracking: Principles and Techniques*. Storrs, CT: YSB Publishing, 1995.
- [46] Maybeck, P.S., K.P. Hentz. *Investigation of Moving-Bank Multiple Model Adaptive Algorithms*. Proc. 24th Conf. on Decision and Control, Ft. Lauderdale, FL, pp. 1874–1881, Diciembre 1985.
- [47] Bar-Shalom, Y., et al. *Tracking a Maneuvering Target Using Input Estimation Versus the Interacting Multiple Model Algorithm*. IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, Vol. AES-25, pp. 296–300. Marzo 1989.
- [48] R. Toledo. *A Study of a Simple Transportation Problem Applying Uncertain Variables*. Proceedings of the 15th International Conference on Systems Science. Vol II. pp. 339–345, Wroclaw, Polonia. Septiembre 2004.
- [49] RTCA DO-229C. *Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System / Wide Area Augmentation System Airborne Equipment*. The Radio Technical Commission for Aeronautics. Noviembre 2001.
- [50] P.A. Boysen, H. Zunker. *Low Cost Sensor Hybridisation and Accurancy Estimation for Road Applications*. Proceedings of the ESA Conference Navitec 2004. Diciembre 2004.

- 
- [51] C. Sotomayor, R. Toledo, B. Úbeda, J. Santa. *Avant: A Wide Range Utility for GPS-EGNOS Navigation System User*. ESA Workshop on EGNOS performance and applications (In press), Gdnya, Polonia. October 2005.
- [52] ARE. *Swiss HVF system*. <http://www.are.admin.ch/are/en/verkehr/lsva>, 2005.
- [53] Fela Group. *HVF technical description*. <http://www.fela.ch/elektronikteleme/en/hvf/index.html>, 2005.
- [54] LKW Maut system Group. *LKW Maut system*. <http://www.bmvbw.de/lkw-maut-720.htm>, 2005.
- [55] Toll Collect Team. *Toll Collect*. <http://www.toll-collect.de>, 2005.
- [56] European Parliament. *Directive 2004/52/EC of the European Parliament and of the Council of 29 April 2004 on the interoperability of electronic road toll systems in the Community*. 2004.
- [57] European Parliament. *Proposal 2003/0175 for a Directive of the European Parliament and of the Council amending Directive 1999/62/EC on the charging of heavy goods vehicles for the use of certain infrastructures*. 2003.
- [58] European Parliament. *Directive 1999/62/EC of the European Parliament and of the Council of 17 June 1999 on the charging of heavy goods vehicles for the use of certain infrastructures*. 1999.
- [59] ISO. *ISO TC204 / SC5 / WG5, CEN TC278 / WG1 prCEN ISO TS 17575. Road Transport and Traffic Telematics - Electronic Fee Collection (EFC) - Application interface definition for CN/GNSS based EFC*. 2004.
- [60] R. Toledo, M.A. Zamora, B. Úbeda, A.F. Gómez-Skarmeta. *An Integrity Navigation System based on GNSS/INS for Remote Services Implementation in Terrestrial Vehicles*. Proceedings of the IEEE Intelligent Transportation Systems Conference. pp. 477–480, Washington, D.C., Estados Unidos. 2004.
- [61] B.Úbeda, R.Toledo, J.G.Jordán, S.Montes. *A Theoretical and Practical Analysis of the GNSS based Road Pricing Systems, considering the EGNOS/SISNeT contributions*. 2nd ESA Workshop on Satellite Navigation User Equipment Technologies NAVITEC '2004. Noordwijk, Países Bajos. Diciembre 2004.
- [62] Jörgen Börjesson. [http://www.oso.chalmers.se/~geo/gg\\_comp.html](http://www.oso.chalmers.se/~geo/gg_comp.html).