



Universidad Nacional de Educación a Distancia

Universidad Complutense de Madrid

Proyecto Final de Máster

Máster en Ingeniería de Sistemas y de Control

**SISTEMA DE ACTITUD Y POSICIONAMIENTO COMPLETO EN TIEMPO
REAL BASADO EN TECNOLOGÍA GNSS RTK**

Josep Miquel Olivart i Llop

Directores:

Dr. José Sánchez Moreno

Dr. David Moreno Salinas

Curso 2019/2020 – Convocatoria de Junio

Proyecto Final de Máster
Máster en Ingeniería de Sistemas y de Control

**SISTEMA DE ACTITUD Y POSICIONAMIENTO COMPLETO EN TIEMPO
REAL BASADO EN TECNOLOGÍA GNSS RTK**

Proyecto tipo B: Proyecto específico propuesto por el alumno

Josep Miquel Olivart i Llop

Directores:

Dr. José Sánchez Moreno

Dr. David Moreno Salinas

HOJA DE CALIFICACIONES

AUTORIZACIÓN

Autorizamos a la Universidad Complutense y a la UNED a difundir y utilizar con fines académicos, no comerciales y mencionando expresamente a sus autores, tanto la memoria de este Trabajo Fin de Máster, como el código, la documentación y/o el prototipo desarrollado.

Firmado: Josep Miquel Olivart i Llop

A handwritten signature in black ink, consisting of several overlapping loops and a final flourish on the right side.

RESUMEN

El presente proyecto describe el diseño de un sistema de actitud y posicionamiento en tiempo real usando exclusivamente tres sensores de posicionamiento (GNSS RTK).

Este sistema permite resolver la actitud de un sólido definida por 3 ángulos y su posición en el sistema de referencia global. Tanto la actitud como la posición se resuelven en movimiento o en escenarios totalmente estáticos.

El sistema no necesita ninguna calibración, solamente la definición de las posiciones de las tres antenas de GNSS respecto a los ejes principales del sólido. La única limitación del sistema es que las antenas necesitan buena visión del cielo y solo funcionará a máximo rendimiento en espacios exteriores.

En este proyecto se cubren todas las fases del diseño: preparación de requisitos, selección de plataformas, diseño de hardware (solo a nivel de sistemas), diseño de software y validación.

PALABRAS CLAVE

AHRS, GNSS, RTK, ACTITUD, POSICION

ÍNDICE GENERAL

ÍNDICE GENERAL.....	1
ÍNDICE DE TABLAS.....	3
ÍNDICE DE FIGURAS.....	4
1 INTRODUCCIÓN.....	6
1.1 PREÁMBULO.....	6
1.2 OBJETIVOS.....	6
1.3 ESTADO DEL ARTE.....	6
1.3.1 Giróscopos y acelerómetros electro-mecánicos.....	8
1.3.2 Sistemas microelectromecánicos (MEMS).....	9
1.3.3 Giróscopo óptico.....	12
1.3.4 Nota final.....	14
2 TECNOLOGIA GNSS RTK.....	15
2.1 CÁLCULO DE POSICIÓN.....	15
2.2 CORRECCIÓN DE ERRORES GNSS.....	17
3 PROTOCOLOS DE COMUNICACIONES.....	22
3.1 NMEA 0183.....	22
3.2 UBX.....	23
3.3 RTCM versión 3.....	24
4 DISEÑO DEL PROTOTIPO.....	25
4.1 REQUISITOS.....	25
4.2 HARDWARE.....	26
4.2.1 Diseño del sistema.....	28
4.2.2 Configuración del microcontrolador.....	30
4.2.3 Configuración de los receptores GNSS.....	30
4.3 SOFTWARE.....	34
4.3.1 Lectura de las UART.....	35
4.3.2 Procesado de datos entrantes.....	36
4.3.3 Cálculo de actitud.....	38
4.3.4 Procesado de datos de salida.....	44
5 VALIDACIÓN DEL SISTEMA.....	46
5.1 Validación del algoritmo de cálculo de actitud.....	46
5.2 Medida de los retrasos del cálculo de actitud.....	48
5.3 Precisión y exactitud de las medidas en una configuración estática.....	50

5.4	Robustez del algoritmo en configuraciones no ortogonales.....	57
5.5	Precisión de las medidas en una configuración dinámica	60
6	CONCLUSIONES Y LÍNEAS DE TRABAJO FUTURO	64
	BIBLIOGRAFIA	65
	LISTADO DE ABREVIATURAS	67

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1 Requisitos funcionales del prototipo	25
Tabla 2 Requisitos de hardware del prototipo	26
Tabla 3 Configuración de los periféricos del microcontrolador	30
Tabla 4 Estructura parcial del mensaje PVT (UBX)	32
Tabla 5 Estructura del mensaje EOE (UBX)	32
Tabla 6 Estructura parcial del mensaje RELPOSNED (UBX)	33
Tabla 7 Estructura del mensaje GGA (NMEA)	34
Tabla 8 Procesado del contenido de los mensajes UBX	36
Tabla 9 Algoritmo de cálculo de actitud	43
Tabla 10 Campos del mensaje PAOGI (NMEA)	44
Tabla 11 Errores en el cálculo del algoritmo de actitud	47
Tabla 12 Configuración de las antenas para las pruebas estáticas	50
Tabla 13 Configuración de las antenas para las pruebas estáticas de robustez	58
Tabla 14 Desviación estándar de los ángulos de Euler en configuración dinámica	63

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1 Explicación gráfica de precisión y exactitud de una medida.	7
Figura 2 Acelerómetro PIGA (derecha) y giróscopos LEV-3 del cohete V2 c. 1940 (izquierda).....	8
Figura 3 Sistema de guiado inercial del ICBM LGM-118A Peacekeeper.	9
Figura 4 Bosch BNO055 9DOF IMU con 3 acelerómetros, 3 giróscopos y 3 magnetómetros de tecnología MEMS.	9
Figura 5 Acelerómetro MEMS en una dimensión.....	10
Figura 6 Giróscopo MEMS en una dimensión.	11
Figura 7 Magnetómetro MEMS en una dimensión, imagen real (arriba) y diagrama de funcionamiento (abajo).....	12
Figura 8 Efecto Sagnac.....	13
Figura 9 Sistema de 3 giróscopos de anillo Marconi FIN3110	13
Figura 10 Giróscopo de fibra óptica KVH DSP-1750.....	14
Figura 11 Concepto de cálculo de distancia entre un satélite GPS y un receptor	15
Figura 12 Ambigüedad en el desfase de la señal portadora (una frecuencia)	16
Figura 13 Ambigüedad en el desfase de la señal portadora (doble frecuencia)	16
Figura 14 Señal GNSS con multipath.....	17
Figura 15 Áreas geográficas de aplicación de distintos sistemas SBAS	18
Figura 16 Ficha técnica de punto geodésico calibrado por el ICGC y antena GNSS instalada encima del punto geodésico	19
Figura 17 Red de estaciones de referencia GNSS del IGN.	20
Figura 18 Estructura de un mensaje genérico en protocolo NMEA.....	22
Figura 19 Probabilidad de errores no detectados con el algoritmo Fletcher de 8 bits usando datos aleatorios.	23
Figura 20 Estructura de un mensaje genérico en protocolo UBX.	24
Figura 21 Estructura de un mensaje genérico en protocolo RTCM v3.	24
Figura 22 Receptor GNSS RTK de doble banda simpleRTK2B y simpleRTK2Blite de ArduSimple	26
Figura 23 Antena GNSS de doble banda AS-ANT2B-SUR-L1L2-25SMA-00 de ArduSimple	27
Figura 24 Placa de desarrollo NUCLEO-F746ZG de ST.....	27
Figura 25 Esquema del sistema de actitud y posicionamiento	28
Figura 26 Imágenes del prototipo de sistema de actitud y posicionamiento.....	29
Figura 27 Pantalla del prototipo mostrando la actitud y el yaw rate del sólido	29
Figura 28 Máquina de estados para leer protocolo UBX	37
Figura 29 Posición genérica de las antenas de los receptores en un sólido y sistema de referencia asociado	39
Figura 30 Representación de los sistemas de referencia NED, ECEF y latitud y longitud	39
Figura 31 Representación de orientación por eje y ángulo de giro (par de rotación).....	40
Figura 32 Representación gráfica de la obtención del eje k del par de rotación.....	41
Figura 33 Representación gráfica de la obtención del ángulo θ del par de rotación	42
Figura 34 Secuencia temporal de los mensajes generados por los receptores GNSS utilizados en el proyecto	48

Figura 35	Captura de las señales de entrada/salida del microcontrolador.....	49
Figura 36	Detalle de los tiempos de transmisión/generación de mensajes.....	49
Figura 37	Configuración A de las antenas para las pruebas estáticas	51
Figura 38	Configuración N de las antenas para las pruebas estáticas	51
Figura 39	Desviación estándar del error de actitud en función de la distancia ortogonal entre antenas	52
Figura 40	Imagen satelital del tejado donde se realizan las pruebas estáticas	53
Figura 41	Promedio de actitud en función de la configuración ortogonal de las antenas	53
Figura 42	Detalle de las irregularidades del faldón del tejado	54
Figura 43	Series temporales de la actitud calculada para cada configuración	57
Figura 44	Configuración B de las pruebas estáticas no ortogonales	58
Figura 45	Desviación estándar del error de actitud en función de la configuración no ortogonal de las antenas.....	59
Figura 46	Promedio de actitud en función de la configuración no ortogonal de las antenas	60
Figura 47	Configuración de las antenas en el vehículo	60
Figura 48	Recorrido de la prueba dinámica.....	61
Figura 49	Velocidad y ángulo de yaw durante la prueba dinámica.....	62
Figura 50	Altura y ángulos de pitch y roll durante la prueba dinámica	63

1 INTRODUCCIÓN

1.1 PREÁMBULO

El autor de este proyecto es el administrador de la empresa unipersonal EPS Works Consulting SLU dedicada a la consultoría, diseño y fabricación de sistemas de posicionamiento de alta precisión y bajo coste.

Todo el contenido de este proyecto es original y está producido exclusivamente por el autor, que se reserva el uso para su comercialización.

Por motivos de propiedad intelectual, no se mostrará el código fuente de los desarrollos de este proyecto, aunque los algoritmos se describirán en pseudocódigo para su comprensión y evaluación.

1.2 OBJETIVOS

El objetivo principal del proyecto es la validación del uso de la tecnología GNSS RTK para su uso en un sistema que calcule la actitud (AHRS) y posición de un sólido.

La obtención de la posición del sólido mediante tecnología GNSS RTK es directa, con lo que este proyecto se centrará en el cálculo de la actitud.

Para conseguir el objetivo principal, serán necesario completar los siguientes objetivos secundarios:

- Especificaciones del sistema
- Diseño del sistema a nivel de hardware utilizando productos comerciales existentes
- Programación del microcontrolador para comunicarse con los receptores GNSS
- Sincronización temporal de los 3 receptores GNSS en tiempo real
- Diseño de los algoritmos de cálculo de actitud y posición
- Construcción del sistema para su validación

1.3 ESTADO DEL ARTE

Es importante distinguir las unidades inerciales (IMU) de los sistemas de cálculo de actitud y rumbo (AHRS).

Las unidades inerciales se componen de varios sensores que miden magnitudes físicas en distintas direcciones.

Los sensores más comunes de las IMUs son acelerómetros, giróscopos y magnetómetros, que se pueden utilizar individualmente o en conjunto.

En el ámbito industrial se utiliza el término grado de libertad (DOF) para distinguir el número de sensores que miden magnitudes físicas en cada uno de los ejes del sólido donde están instalados.

Las unidades inerciales más típicas son las 3DOF, 6DOF y 9DOF, siendo estas últimas las más completas ya que incluyen un acelerómetro, giróscopo y magnetómetro en cada eje.

La unidad inercial por si sola se limita a proveer las medidas de los sensores que pueden ser en valores brutos o en unidades físicas.

Es importante mencionar que la mayoría de las IMUs requieren calibraciones periódicas para garantizar la exactitud de las medidas netas (ver Figura 1). En el caso de IMUs con magnetómetro, estas calibraciones serán necesarias si se cambia la instalación de la IMU, independientemente del tiempo transcurrido desde la última calibración.

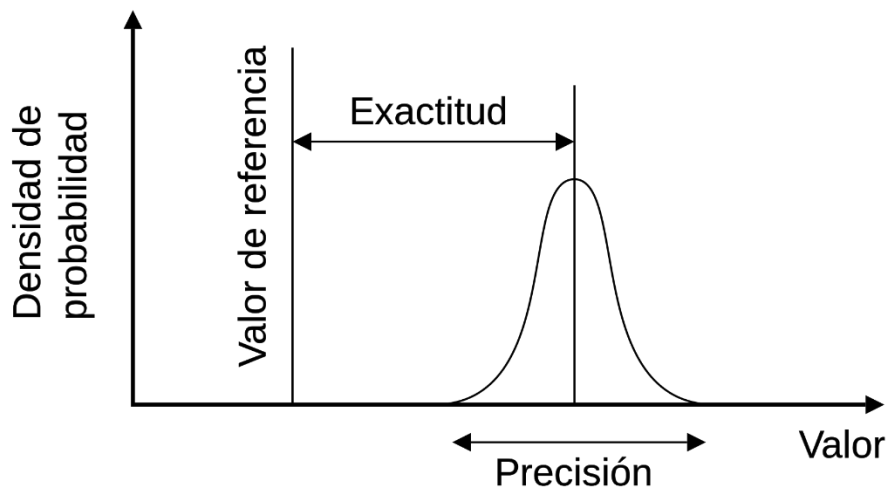


Figura 1 Explicación gráfica de precisión y exactitud de una medida.

Fuente: Wikipedia

La lectura individual de los sensores de una IMU puede ser útil para ciertas aplicaciones donde interesa detectar eventos puntuales (e.g. golpe fuerte, medido por un incremento repentino de las medidas de los acelerómetros) pero para otras aplicaciones las lecturas de los sensores individuales no son útiles (e.g. rotar la pantalla de un teléfono móvil en función de su posición).

Los sistemas de cálculo de actitud se encargan de fusionar la información de todos los sensores de una IMU, normalmente mediante filtros de Kalman, para proporcionar una única solución en forma de ángulos de Euler (Tomaszewski, Rapinski, & Renata, 2017) o cuaterniones (Wang, Zhang, & Sun, 2015).

Las IMUs también se utilizan para determinar la posición del objeto donde están instaladas, dada una posición inicial, integrando las medidas de los acelerómetros y giróscopos. El error en las medidas debido al ruido, desalineamiento, calibraciones, ... hace que la estimación de posición se degrade con el paso del tiempo.

Fusionando las lecturas de la IMU con la de sensores GPS, mediante filtros de Kalman, se pueden corregir los errores de posición.

Los sistemas de cálculo de actitud se empezaron a utilizar en los años 1930 (Ahmad, Ghazilla, Khairi, & Kasi, 2013) para ayudar a los pilotos de avión a orientarse en situaciones de baja visibilidad (vuelo instrumental).

Históricamente estos sistemas se han usado en la industria aeronáutica, militar y espacial, para la asistencia o guiado de aviones, misiles, cohetes, satélites, ...

Sin embargo, en los últimos años y debido principalmente a la reducción de costes, se han popularizado en muchos más ámbitos: telefonía móvil, relojes, segways y monociclos eléctricos, drones, robótica casera, giro estabilización de cámaras, ...

A continuación, se muestran las tecnologías de sensores de unidades inerciales más populares.

1.3.1 Giróscopos y acelerómetros electro-mecánicos.

Esta tecnología está en desuso y se usa solamente en sistemas antiguos. Se menciona por razones históricas. Su precisión puede llegar a ser muy alta pero debido a la gran cantidad de elementos mecánicos de alta precisión, su coste y mantenimiento era también muy elevado.

Hay muchos tipos de giróscopos y acelerómetros electro-mecánicos, pero todos se basan en el mismo principio: masas en rotación que crean pares debido a aceleraciones y rotaciones angulares y dispositivos que miden estos pares mecánicos y que los relacionan con las velocidades angulares y aceleraciones. En la Figura 2 y Figura 3 se pueden ver dispositivos que usan esta tecnología.

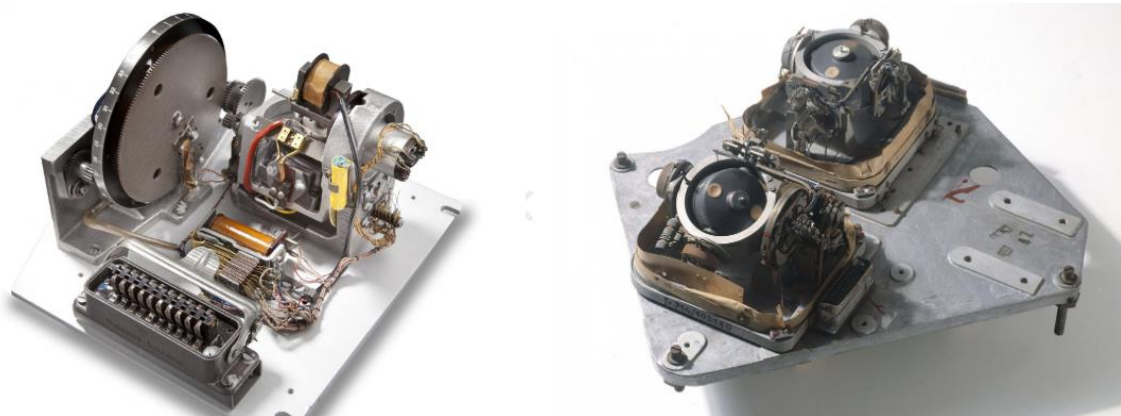


Figura 2 Acelerómetro PIGA (derecha) y giróscopos LEV-3 del cohete V2 c. 1940 (izquierda).

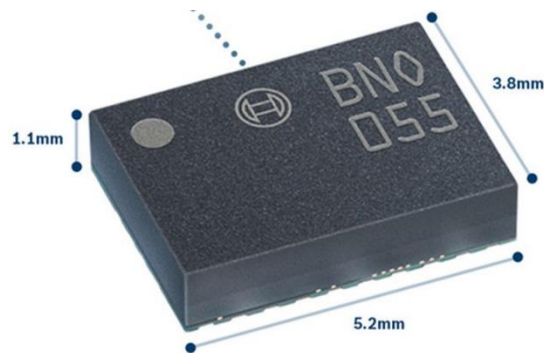
Fuente: v2rockethistory.com



*Figura 3 Sistema de guiado inercial del ICBM LGM-118A Peacekeeper.
Fuente: Wikipedia*

1.3.2 Sistemas microelectromecánicos (MEMS)

Es la tecnología más usada en dispositivos de consumo debido a su bajo coste, bajo consumo eléctrico y buenas prestaciones. La Figura 4 muestra un ejemplo de una IMU comercial con tecnología MEMS donde se puede apreciar su reducido tamaño.



*Figura 4 Bosch BNO055 9DOF IMU con 3 acelerómetros, 3 giróscopos y 3 magnetómetros de tecnología MEMS.
Fuente: Bosch Sensortec*

El funcionamiento de un acelerómetro MEMS se basa, a muy pequeña escala, en una masa suspendida por un muelle que tiene unas superficies paralelas fijas a la masa (ver Figura 5).

En el sistema de referencia fijo hay otra serie de superficies paralelas a las de la masa a una distancia determinada, actuando a modo de condensador.

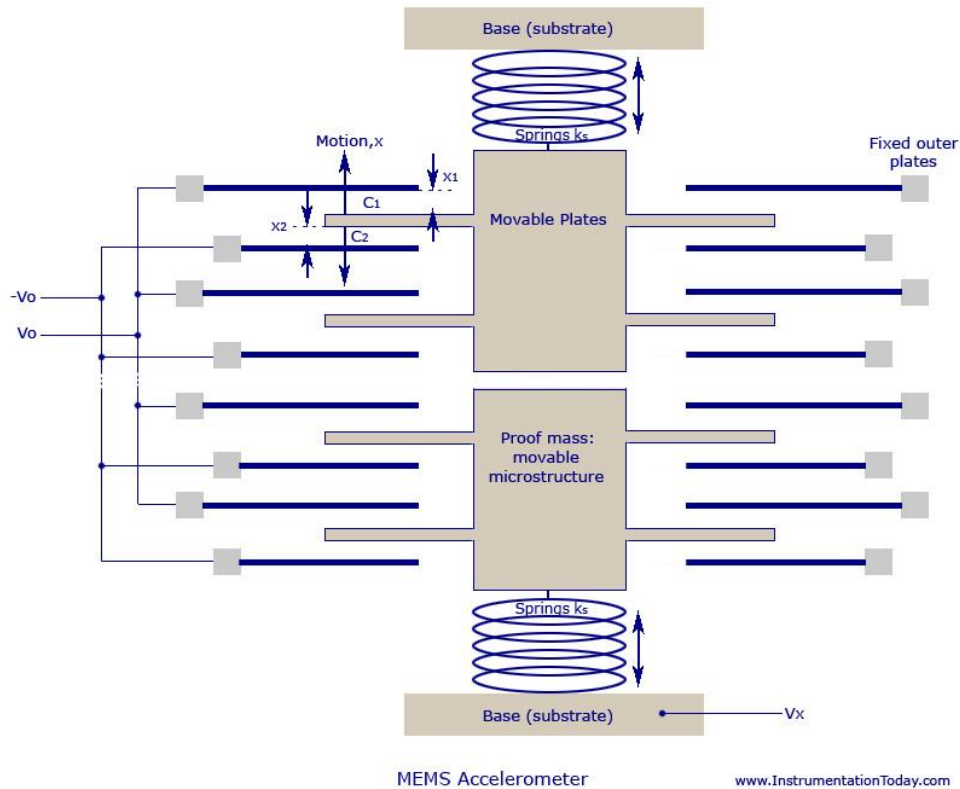


Figura 5 Acelerómetro MEMS en una dimensión.

Fuente: Instrumentation Today

Al aplicar una aceleración en el sentido del muelle, la masa se desplazará proporcionalmente y la capacidad entre las superficies de la masa y las del sistema de referencia fijo variará de forma proporcional al desplazamiento y, por lo tanto, a la aceleración.

Midiendo esta capacidad se puede obtener la aceleración.

Los acelerómetros de equipos de altas prestaciones se basan en este mismo principio.

Los giróscopos MEMS (Brunetti, Moreno, Ruiz, Rocon, & Pons, 2006) se basan en una masa situada encima de un actuador piezoeléctrico que la hace vibrar en la dirección d_{act} (ver Figura 6). Si existe una velocidad angular perpendicular al plano, se generará una fuerza de Coriolis perpendicular a la velocidad angular y a la dirección de vibración del actuador piezoeléctrico que se puede medir mediante el desplazamiento de la masa que está sujeta a un muelle en la misma dirección que la fuerza de Coriolis.

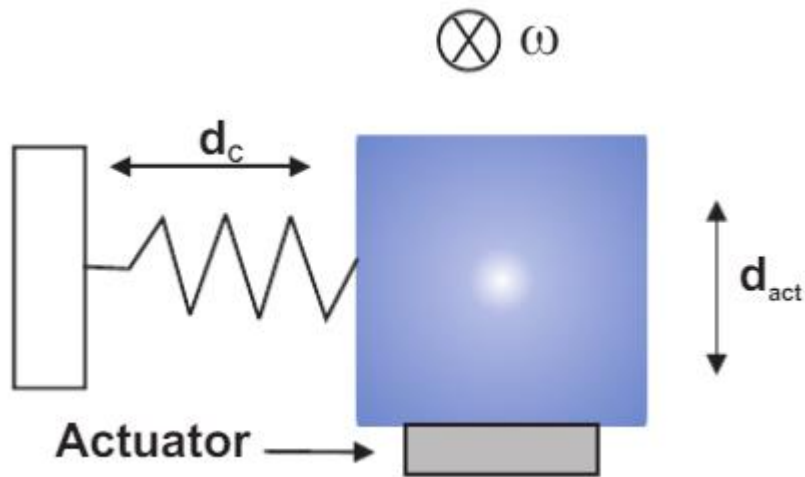


Figura 6 Gir6scopo MEMS en una dimensi6n.

Fuente: (Brunetti, Moreno, Ruiz, Rocon, & Pons, 2006)

Los magnet6metros MEMS (Ren, et al., 2009) se basan en una superficie conductora en forma de bobina suspendida sobre una referencia fija mediante dos muelles torsionales como se muestra en la Figura 7.

La superficie capacitiva est1 reposando sobre la referencia fija y mide la capacidad entre la bobina y ella.

Se introduce una corriente continua a la bobina y si existe un campo magn6tico en la direcci6n x (ver Figura 7), la parte de la bobina perpendicular al campo magn6tico generar1 una fuerza de Lorentz con direcci6n el producto vectorial entre la corriente y el campo magn6tico. Como la direcci6n de la corriente es opuesta seg6n el tramo de la bobina que se mire (perpendicular al campo magn6tico), las fuerzas de Lorentz tendr1n sentido contrario pero el par que generaran respecto a los muelles torsionales se sumar1.

Como la fuerza de Lorentz generada es muy peque1a, en lugar de introducir corriente continua se usar1 corriente alterna, que generar1 oscilaciones en la posici6n de la bobina debido al sentido alternante de las fuerzas de Lorentz.

Cuando la frecuencia de la corriente alterna sea la de resonancia de la bobina, la amplitud de las vibraciones de la bobina se amplificar1 sustancialmente y se podr1 medir las variaciones en la capacidad de las superficies de la referencia fija, que una vez procesada se podr1 relacionar con la magnitud del campo magn6tico.

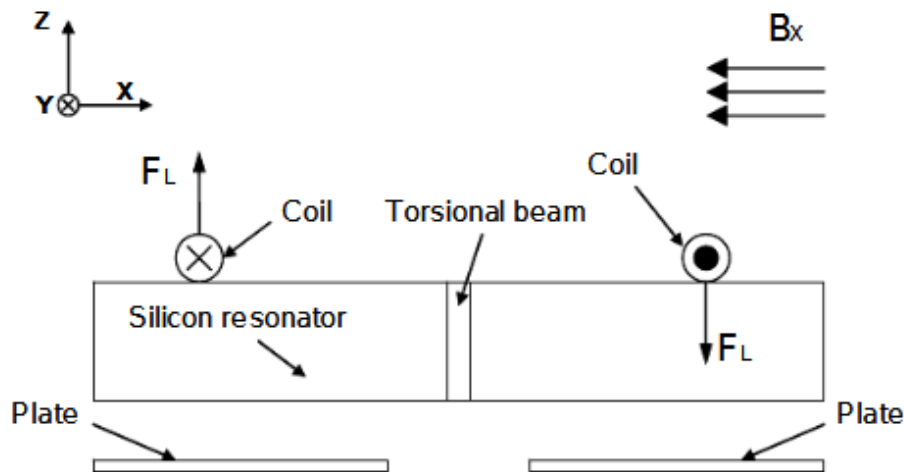
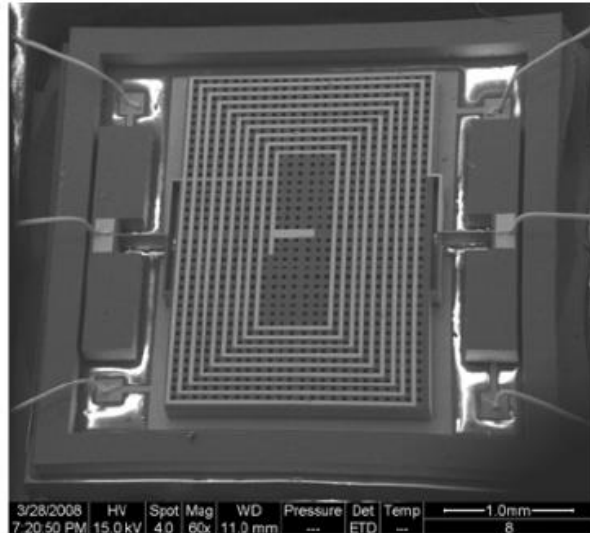
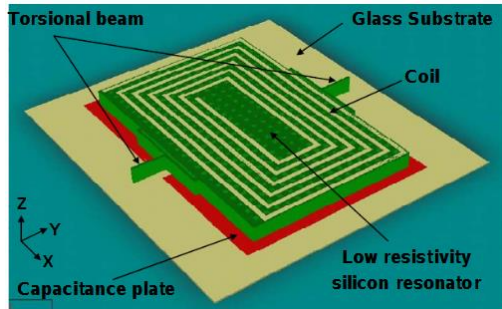


Figura 7 Magnetómetro MEMS en una dimensión, imagen real (arriba) y diagrama de funcionamiento (abajo).

Fuente: (Ren, et al., 2009)

1.3.3 Giróscopo óptico

Este tipo de giróscopos se basan en el efecto Sagnac.

En un entorno estático, si se divide un haz de luz y se hace seguir cada haz por el mismo camino en direcciones opuestas y se mide la diferencia de fases entre los dos haces cuando completan el recorrido, los dos haces estarán en fase (habrán recorrido la misma distancia en el mismo tiempo).

Sin embargo, si la referencia donde está montado el circuito tiene una velocidad de rotación perpendicular al circuito, el haz que gira en el mismo sentido que la velocidad de rotación tardará más en llegar al final del circuito que el otro y si se miden sus fases por interferometría se observará un desfase, que será proporcional a la velocidad angular de rotación del sistema de referencia (Qazizada & Pivarciova, 2016). La Figura 8 muestra a modo ilustrativo el efecto Sagnac.

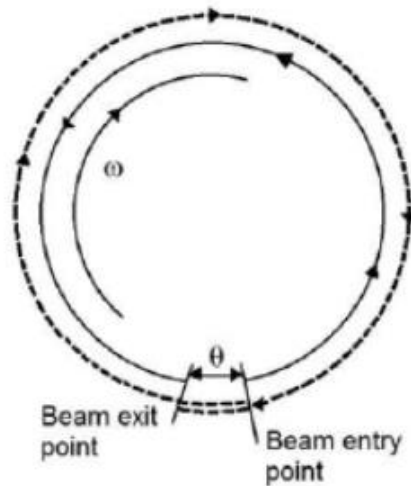


Figura 8 Efecto Sagnac

Fuente: (Qazizada & Pivarciova, 2016)

Los giróscopos ópticos se dividen en: giróscopos de anillo (RLG) y giróscopo de fibra óptica (FOG) y ambos se basan en el efecto Sagnac. La Figura 9 y Figura 10 muestran respectivamente ejemplos comerciales de ambas tecnologías.

Los RLG tienen un circuito de luz a base de espejos mientras que los FOG usan fibra óptica para determinar el camino que tienen que recorrer los haces de luz, llegando a crear bucles de hasta 5km de longitud de fibra óptica.

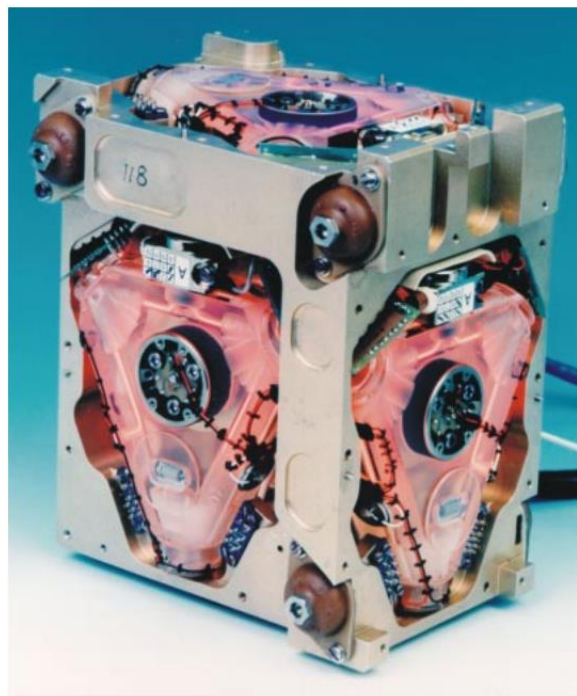


Figura 9 Sistema de 3 giróscopos de anillo Marconi FIN3110

Fuente: (King, 1998)

La ventaja de estos sistemas es que no tienen partes móviles y por tanto su mantenimiento es menor. Los RLG tienen más resolución que los FOG al tener un recorrido más largo y poder detectar velocidades angulares menores.



Figura 10 Giróscopo de fibra óptica KVH DSP-1750

Fuente: KVH Industries

1.3.4 Nota final

Las IMUs, por lo general, resultan insuficientes para hacer un cálculo de actitud correcto.

Imaginemos una IMU instalada en un cuerpo estático. La actitud de este cuerpo se podrá definir fácilmente con los 3 acelerómetros, que medirán el vector aceleración de la gravedad con dirección normal al plano transversal del cuerpo.

Imaginemos el mismo sólido moviéndose en trayectoria circular. Los acelerómetros medirán por una parte el vector gravedad y por otra la aceleración centrípeta y ya no será posible definir correctamente la actitud del sólido con métodos geométricos. Hará falta fusionar información de varios sensores (velocidad, giróscopos, ...) y definir un modelo dinámico del sólido, e.g. un avión no se comportará de la misma forma que un coche o una motocicleta.

Cualquiera de los sensores presentados en este capítulo tiene el mismo problema, a los que hay que sumar un elevado coste y restricciones de exportación para los sensores de alta precisión.

En este proyecto se estudiará el uso de la tecnología GNSS RTK para construir un sensor de muy alta precisión, económico (respecto a los sensores de alta precisión actuales) y que además es independiente de la plataforma donde se instale ya que no necesita de modelos matemáticos de la dinámica de la plataforma.

Las limitaciones de este sensor serán que solo puede trabajar en exteriores y que a muy altas dinámicas ($>4G$) su rendimiento puede empeorar ya que los componentes que se usan en los receptores GNSS se pueden deformar ligeramente y cambiar sus propiedades.

2 TECNOLOGIA GNSS RTK

En este capítulo se introducirán nociones básicas de esta tecnología para poder comprender el desarrollo del proyecto.

La tecnología GNSS, nombre genérico para referirse a los sistemas de navegación por satélite, incluye entre otras las constelaciones GPS (sistema estadounidense), GALILEO (sistema europeo), GLONASS (sistema ruso), BEIDOU (sistema chino) y QZNSS (sistema japonés).

2.1 CÁLCULO DE POSICIÓN

La mayoría de receptores GNSS como los de teléfonos móviles, coches, relojes inteligentes, ... resuelven la posición mediante el alineamiento de señales pseudoaleatorias (code-phase), una proveniente del satélite y otra en el receptor (ver Figura 11). El retraso de tiempo aplicado entre las dos señales es el tiempo que tarda la señal entre el satélite y el receptor y sabiendo que se desplaza a la velocidad de la luz se puede determinar a qué distancia está.

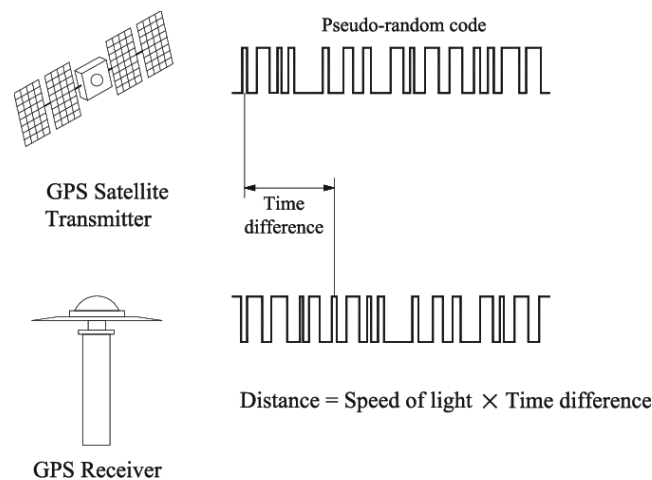


Figura 11 Concepto de cálculo de distancia entre un satélite GPS y un receptor

Fuente: (Im, Hurlebaus, & Kang, 2013)

Repitiendo la operación con al menos 4 satélites, se puede definir bien la posición del receptor en tres dimensiones (latitud, longitud y altura) con una precisión entorno a los 3-5m. Esta precisión está definida por la frecuencia a la que se envían los bits de la señal pseudoaleatoria.

La tecnología RTK usa un concepto parecido, pero en lugar de alinear el contenido de la señal, intenta sincronizar la señal portadora (ignorando su contenido) con una señal generada por un oscilador local del receptor (carrier-phase).

El método carrier-phase presenta la dificultad de conocer el número total de ciclos entre el satélite y el receptor (ver Figura 12). Para resolver estas ambigüedades (carrier phase ambiguity) se usa el método code-phase para encontrar una solución aproximada y carrier-phase para una solución más precisa, esta operación ayuda a simplificar el problema que no tiene una solución sencilla (Teunissen, 2003).

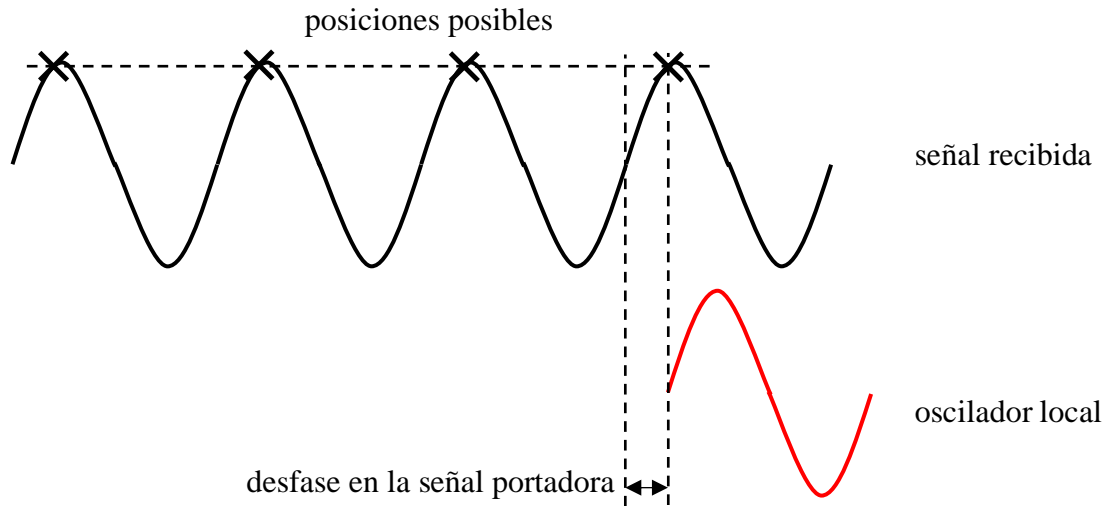


Figura 12 Ambigüedad en el desfase de la señal portadora (una frecuencia)

Los receptores GNSS que pueden recibir señales en más de una banda de transmisión tienen la ventaja de simplificar el cálculo para resolver las ambigüedades en el desfase de la señal portadora, lo que se traduce en una velocidad de resolución de posición mucho más alta que los receptores de una banda, tal como se muestra en la Figura 13.

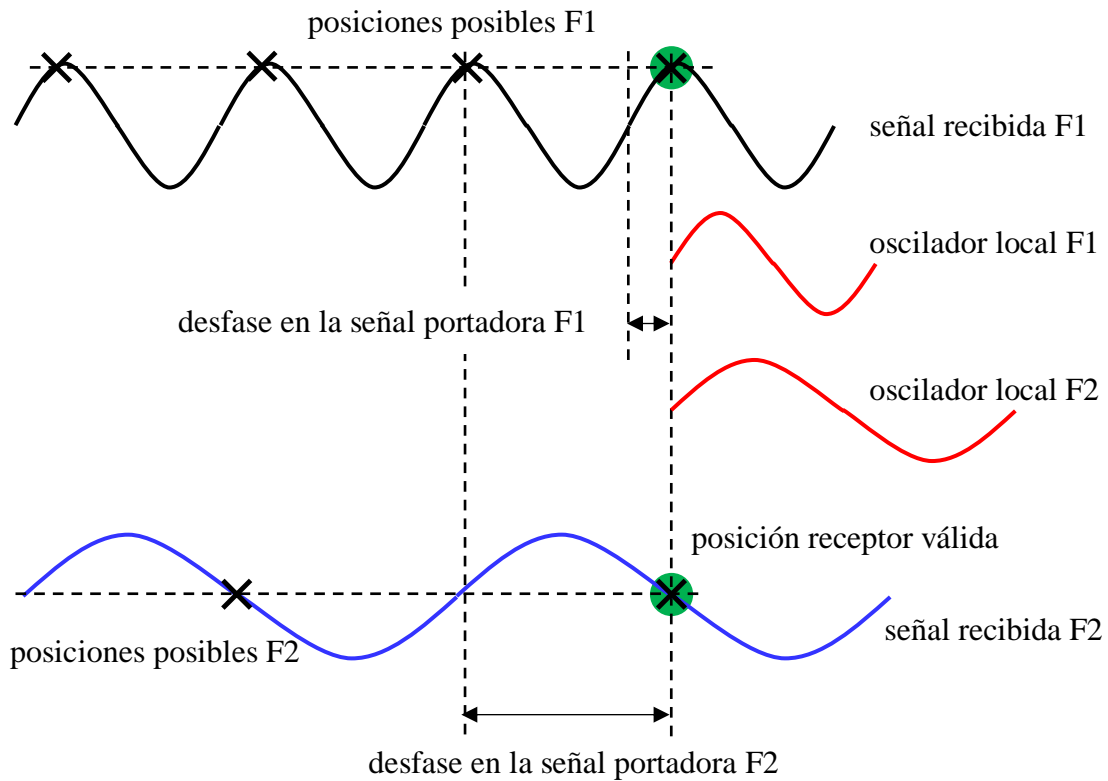


Figura 13 Ambigüedad en el desfase de la señal portadora (doble frecuencia)

Los métodos de resolución de las ambigüedades son bastante complejos para abordarlos en este proyecto, se pueden encontrar explicaciones detalladas y distintos métodos en (Blewitt, 1989), (J. Delporte, 2008) y (Tang, He, Ferreira, & Zhou, 2014).

2.2 CORRECCIÓN DE ERRORES GNSS

El cálculo de la posición explicado en el apartado anterior sería suficiente para conseguir precisiones de centímetros, pero en el mundo real hay una serie de errores que hacen que esto no sea así (Novatel Inc., 2015):

- Relojes de los satélites ($\pm 2\text{m}$):
Aunque los satélites llevan relojes atómicos de alta precisión, estos también tienen que reajustarse periódicamente desde estaciones de control terrestres (con relojes aún más precisos). A la altura a la que orbitan los satélites, un error de solo 10 nanosegundos corresponde a unos 3m de error de posición.
- Errores orbitales ($\pm 2.5\text{m}$):
Las órbitas de los satélites son conocidas y retransmitidas periódicamente por los satélites de las distintas constelaciones (efemérides). Aún así, las órbitas reales de los satélites no son 100% predecibles y hay que reajustar los parámetros desde estaciones de control terrestres, que hacen seguimiento.
- Retraso ionosférico ($> 5\text{m}$):
La propagación de las señales de radio de los satélites a través de la ionosfera presenta retrasos importantes debidos a la actividad solar, posición, tiempo, ... Estos retrasos son constantes dentro de áreas geográficas relativamente grandes (50km de radio).
- Retraso troposférico ($\pm 0.5\text{m}$):
La propagación de las señales de radio de los satélites a través de la troposfera presenta retrasos debidos a la actividad solar, posición, tiempo, ... Estos retrasos son constantes dentro de áreas geográficas locales.
- Ruido del receptor ($\pm 0.3\text{m}$):
Cualquier retraso en el procesamiento de la señal o error en la frecuencia de los osciladores de los receptores se traduce en un error en el cálculo de la posición.

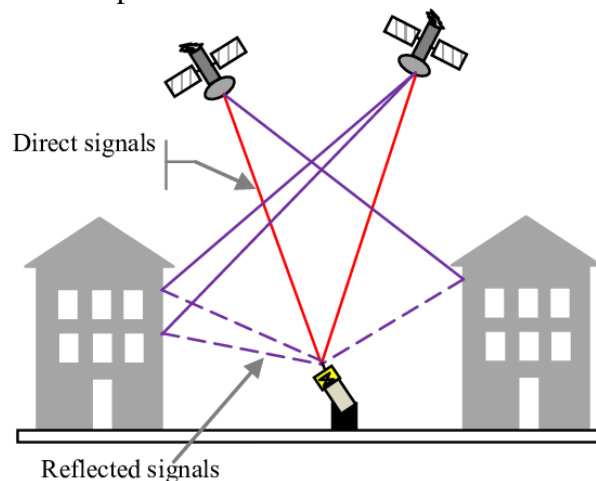


Figura 14 Señal GNSS con multipath
Fuente: (Kumar, Rao, & Kumar, 2013)

- Propagación multicamino (multipath) ($\pm 1\text{m}$):
Cuando la señal transmitida por un satélite rebota en un objeto, el receptor GNSS mide un tiempo de transmisión más largo que si la señal hubiese viajado en línea recta (ver Figura 14). Este retraso se traduce en un error en el cálculo de la posición.

Hay distintos métodos para conseguir reducir el impacto de estas fuentes de errores, a continuación, se presentan los más populares (cada modelo de receptor GNSS puede soportar varios o ninguno de los métodos descritos):

- El uso de receptores avanzados multiconstelación y multifrecuencia mejora la precisión general y la robustez de los receptores pudiendo llegar a precisiones cercanas a 1m en condiciones ideales.
- Los llamados sistemas de aumentación basados en satélites (SBAS) son satélites en órbitas geostacionarias que emiten correcciones con validez en áreas geográficas determinadas. Estas correcciones se calculan mediante redes de estaciones terrestres que mandan señales a los satélites. La Figura 15 muestra los principales sistemas SBAS con su área de aplicación.

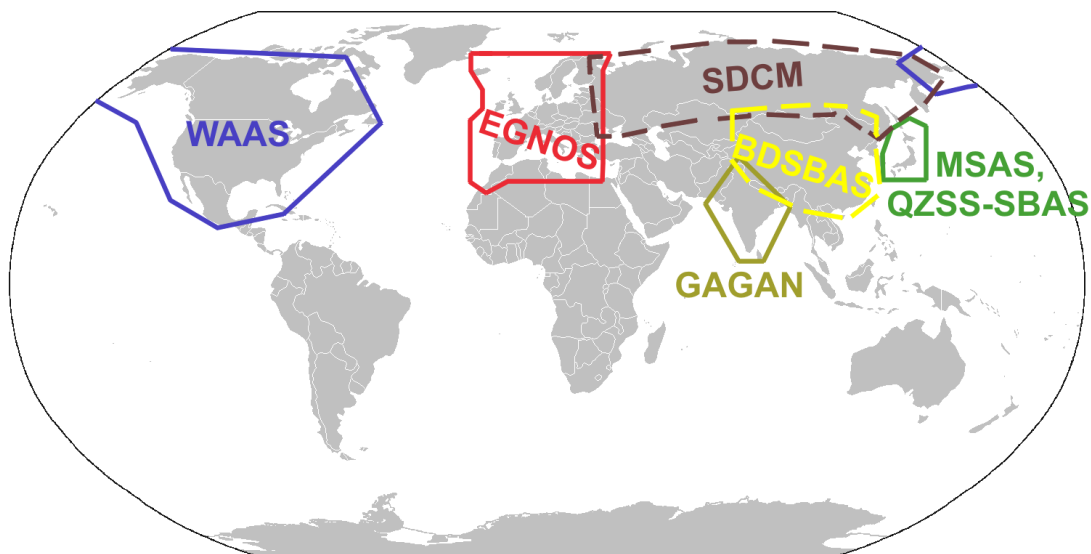


Figura 15 Áreas geográficas de aplicación de distintos sistemas SBAS

Fuente: Wikipedia

- La técnica RTK descrita en la sección 2.1 es la que proporciona los mejores resultados en cuanto a precisión absoluta. Para corregir parte de los errores descritos anteriormente se usan correcciones proporcionadas por un receptor cuya posición es conocida (base).
Para conocer la posición de la base con exactitud se pueden instalar encima de puntos geodésicos (ver Figura 16) cuya posición es conocida o se pueden dejar en un punto cuya posición no es conocida y promediar las lecturas de posición a lo largo de una ventana larga de tiempo.

Informació general	Coordenades	Fotografia
Codi ICC: 246119001	Sistema de referència: ETRS89/00	
Província: Osca	Projecció: UTM Fus 31 Hemisferi N	
Comarca: Baix Cinca	X Projectada (X): 281694.691 m σ : 0.030 m	
Municipi: Fraga	Y Projectada (Y): 4600476.114 m σ : 0.030 m	
Full MTN50 (SQ/CCFF): 0387 / 31-15	Factor d'escala (K): 1.00018652	
Full MTN5 (CCFF): 246-119	Convergència quadrícula (ω): -1° 44' 7.27034"	
Data de construcció: N/A	Longitud (λ): 0° 23' 0.44423" E σ : 0.00130 "	
Data d'última revisió: N/A	Latitud (ϕ): 41° 31' 34.23194" N σ : 0.00097 "	
Xarxa: XU, ROI	Cota ortomètrica (H): 285.962 m σ : 0.070 m	
Descripció: Pilar cilíndric de formigó de 0,30 metres de diàmetre i 1,2 metres d'alçada. El pilar està situat sobre una base quadrada de formigó, l'amplada d'aquesta és de 1 m x 1 m.	Model de geòide: EGM08D595 N: 49.463 m	
	Cota el·lipsoidal (h): 335.425 m σ : 0.050 m	
	Referència de les cotes: BP	
	Altura del pilar geodèsic: 1.200 m	
	Té coordenades en ED50 (icc20060): Sí	
	ftp://geofons.icc.cat/coordenades/XU/ED50/icc20060.zip	
	Versió de la fitxa: 20180.180717	



Figura 16 Ficha técnica de punto geodésico calibrado por el ICGC y antena GNSS instalada encima del punto geodésico

Las correcciones proporcionadas por una estación base disminuyen su eficacia a medida que el receptor (rover) se aleja ya que como se ha dicho, muchas de estas correcciones dependen de la localización geográfica. La precisión empeora del orden de 2ppm (partes por millón) que equivale a unos 2mm por cada km de distancia entre la base y el rover (baseline).

Es importante remarcar que la precisión absoluta del rover dependerá de la precisión absoluta de la posición de la base, mientras que la precisión relativa a la base no se ve afectada.

Instalar una estación base es poco práctico ya que requiere material y tiempo adicional. Una solución alternativa, siempre que exista la infraestructura y se disponga de conexión a Internet, son las redes de estaciones de referencia GNSS.



Figura 17 Red de estaciones de referencia GNSS del IGN.

Fuente: IGN

Estas redes que pueden ser públicas o privadas, proporcionan correcciones por Internet mediante el protocolo NTRIP y permiten que el receptor se pueda desplazar por toda la zona de cobertura de estas redes sin preocuparse de instalar y mover su propia estación base. La Figura 17 muestra un ejemplo de red de estaciones de referencia públicas.

En aplicaciones donde solo interesa la posición relativa entre la base y el rover, no es necesario especificar la posición de la base. Algunos receptores GNSS tienen la funcionalidad de base móvil, que permite que el rover reciba correcciones de una base en movimiento, manteniendo una precisión relativa de pocos centímetros.

- Cuando la información de posición no se necesita en tiempo real, se puede utilizar la técnica PPK (Post Processed Kinematics). Esta técnica usa el mismo método que RTK pero el receptor graba los datos y señales recibidos por el satélite. Los datos de las estaciones base (o de referencia) se solicitan posteriormente en formato RINEX y se postprocesa mediante software, obteniéndose las mismas precisiones que con RTK.

Los inconvenientes de este método son la falta de información en tiempo real mientras que la principal ventaja es que no hace falta tener conexión a Internet (o a una base) para recibir las correcciones en tiempo real.

- La técnica PPP (Precise Point Positioning) usa un concepto distinto a RTK. En lugar de usar correcciones proporcionadas por una estación base para corregir los errores, este método genera parámetros para modelos las distintas fuentes de errores para que el receptor los pueda corregir.

Para generar estos parámetros, se requieren estaciones de referencia terrestres que comparan la posición conocida de sus receptores con la medida.

La gran ventaja de modelar las fuentes de los errores es que el ámbito de aplicación puede llegar a ser global y que el ancho de banda para transmitir los parámetros de los modelos de errores es mucho menor que las correcciones RTCM que usa RTK.

La desventaja es que los receptores necesitan más capacidad de cálculo para procesar los modelos de errores y que la precisión no llega al nivel de RTK.

Los servicios PPP son de pago y gracias al poco consumo de datos, la información se transmite por Internet y por satélite.

3 PROTOCOLOS DE COMUNICACIONES

En este capítulo se describirán brevemente los protocolos de comunicaciones que se utilizarán en este proyecto.

3.1 NMEA 0183

Este protocolo es un estándar de la industria y se usa para aplicaciones varias, como electrónica marina, sónares, anemómetros, IMUs, autopilotos, receptores GNSS,

Es un protocolo donde la información se envía en caracteres en formato ASCII, lo que hace que se sus mensajes se puedan leer sin necesidad de traductores, pero por otro lado dista de ser óptimo en cuanto al tamaño.

Los mensajes están protegidos por un checksum que se calcula como la “o” exclusiva de todos los caracteres (8 bits) entre el carácter inicial y el * que precede el checksum.

Este checksum es el más sencillo que hay, pero tiene un porcentaje de errores no detectados elevado (el límite está en 12,5% de errores (Maxino, 2006)).

Este protocolo tiene una serie de mensajes estándar pero también acepta que cada fabricante utilice sus mensajes propios, siguiendo las especificaciones.

La estructura de este protocolo se resume en la Figura 18:

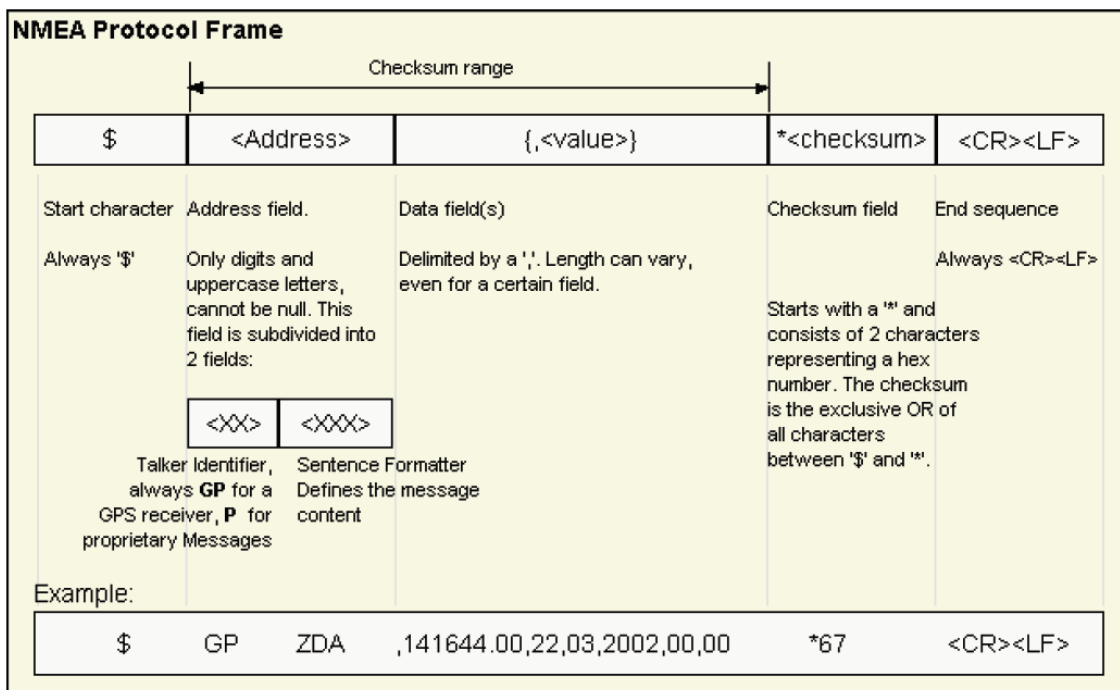


Figura 18 Estructura de un mensaje genérico en protocolo NMEA.

Fuente: u-blox

En este proyecto se usará el protocolo NMEA para generar un mensaje propio con la actitud y posición del sólido, ver sección 4.3.

3.2 UBX

Este protocolo es propietario de la empresa u-blox pero sus especificaciones son abiertas.

Su aplicación se limita a los equipos de este fabricante con lo que no es un estándar de la industria.

La información se manda en formato binario, que optimiza el tamaño de los mensajes, aunque es necesario un traductor de estos mensajes para que puedan interpretarse.

Los mensajes están protegidos por un checksum que se calcula con el algoritmo de Fletcher de 8bits, de todos los bytes entre la clase del mensaje y el último byte del payload:

```
CK_A = 0, CK_B = 0
For (I=0; I<N; I++)
{
    CK_A = CK_A + Buffer[I]
    CK_B = CK_B + CK_A
}
(1)
```

Este checksum ofrece un porcentaje de errores no detectados mucho más bajo que el del protocolo NMEA (ver Figura 19).

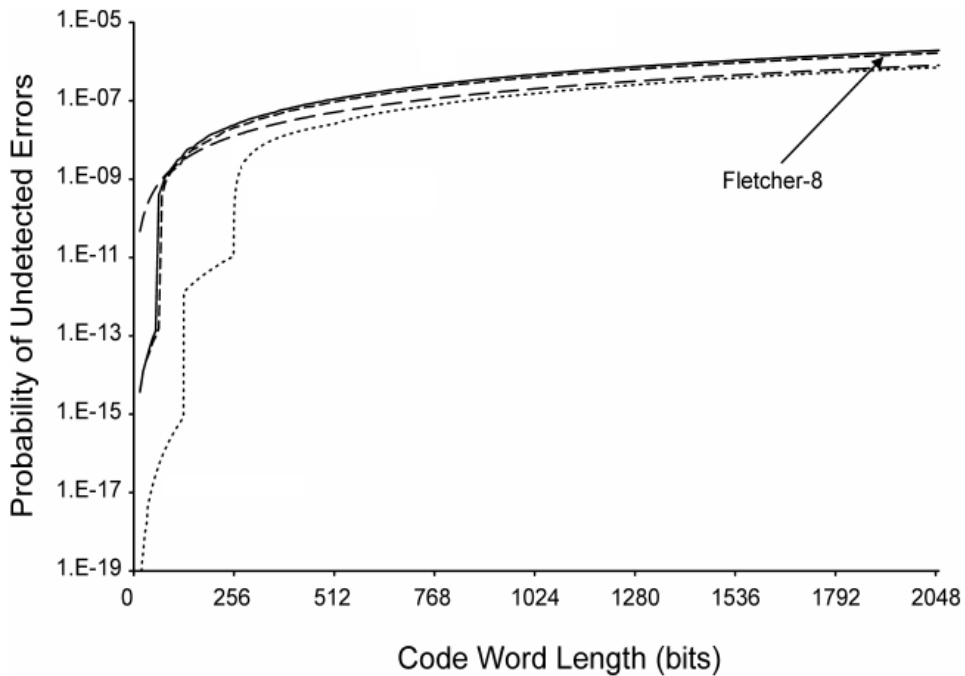


Figura 19 Probabilidad de errores no detectados con el algoritmo Fletcher de 8 bits usando datos aleatorios.

Fuente: (Maxino, 2006)

La estructura de este protocolo se resume en la Figura 20.

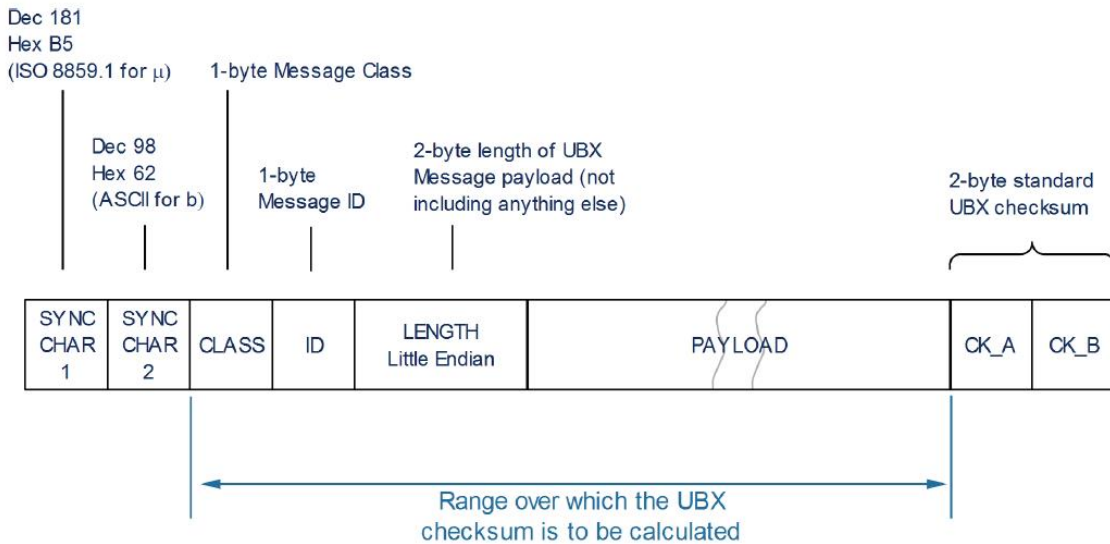


Figura 20 Estructura de un mensaje genérico en protocolo UBX.

Fuente: u-blox

En este proyecto se usará el protocolo UBX para leer la información de posición relativa entre receptores GNSS, ver sección 4.3.

3.3 RTCM versión 3

Este protocolo es un estándar internacional para publicar datos GNSS en tiempo real. Todos los receptores GNSS de alta precisión soportan este protocolo.

Es un mensaje binario como el del protocolo UBX y está protegido por un checksum CRC-24Q (verificación por redundancia cíclica) con una probabilidad de errores no detectados muy baja (Middlestead, 2017).

La estructura de este protocolo se resume en la Figura 21.

Preamble	Reserved	Message Length	Data Message	Checksum
8 bits	6 bits	10 bits	n bits	24 bits
0xD3	Not defined	Message Length in bytes	Variable length in bytes	QualComm definition CRC-24Q

Figura 21 Estructura de un mensaje genérico en protocolo RTCM v3.

Fuente: (Rubinov, Collier, Fuller, & Seager, 2020)

Este protocolo se menciona porque los receptores GNSS lo utilizan para hablar entre ellos, pero no se programará su decodificación en este proyecto.

4 DISEÑO DEL PROTOTIPO

El objetivo de este proyecto es diseñar un sistema de cálculo de actitud (y posición) de sólidos estáticos y dinámicos con la mayor precisión posible.

Actualmente la técnica de corrección de errores que ofrece mayor precisión es RTK, y el hecho de que el sólido a determinar la actitud pueda ser estático, hace que se necesiten un mínimo de 3 receptores GNSS.

4.1 REQUISITOS

La siguiente tabla resume los requisitos que se utilizaran para escoger el hardware del proyecto, así como la programación del software encargado de hacer los cálculos.

1. Requisitos funcionales	
1.1.	El sistema debe proporcionar información de actitud y posición
1.2.	La información de actitud se calculará en ángulos de Euler (yaw, pitch, roll) y cuaterniones en el sistema de referencia NED (Norte, Este, Abajo).
1.3.	La información de posición se reportará en latitud, longitud y altura elipsoidal en el sistema de coordenadas WGS84
1.4.	La posición reportada puede ser cualquiera dentro del triángulo definido por las 3 antenas, incluyendo las mismas
1.5.	La información reportada utilizará el mensaje propietario NMEA-PAOGI
1.6.	La actitud se referenciará respecto al plano formado por las antenas en el sólido. I.e. con el sólido nivelado respecto el suelo, las 3 antenas forman un plano paralelo a éste.
1.7.	El vector entre la antena 1 y la antena 2 define la dirección del sólido
1.8.	La antena 3 no puede estar alineada con la antena 1 y 2
1.9.	El sistema no requerirá una parametrización detallada de la instalación de las antenas (distancia entre ellas)
1.10.	El sistema tiene que funcionar tanto en sólidos estáticos como en movimiento
1.11.	Toda la información tiene que ser en tiempo real
1.12.	La frecuencia de actualización de los datos será de 5Hz
1.13.	El sistema debe funcionar al aire libre
1.14.	El sistema debe de ser portable y protección tipo IP65

Tabla 1 Requisitos funcionales del prototipo

2. Requisitos de hardware	
2.1.	El receptor GNSS y la antena tienen que ser de doble o triple frecuencia
2.2.	El receptor GNSS tiene que usar la técnica RTK
2.3.	El receptor GNSS y la antena tienen que ser un modelo comercial de bajo coste
2.4.	El receptor GNSS tiene que reportar la información en un protocolo abierto
2.5.	El receptor GNSS tiene que soportar la funcionalidad de base móvil

2.6.	El microcontrolador usado para leer la información de los receptores GNSS tiene que ser de bajo coste
2.7.	El entorno de programación del microcontrolador tiene que ser intuitivo y con capacidad de depurar el código
2.8.	La conexión entre los receptores y el microcontrolador tiene que minimizar las soldaduras
2.9.	El microcontrolador deberá tener, por lo menos, 3 puertos de comunicación UART: dos para los receptores y uno para transmitir los resultados a un ordenador
2.10.	El microcontrolador debe ir montado en una placa de desarrollo comercial, de bajo coste, para evitar fabricar un prototipo específico para el proyecto
2.11.	El sistema tiene que poder conectarse a un ordenador con un solo cable USB desde el que se pueda programar el microcontrolador y configurar cada uno de los receptores GNSS
2.12.	La alimentación del sistema tiene que ser por USB (5V) con un único cable
2.13.	La placa de desarrollo debe permitir la depuración de código de manera sencilla.

Tabla 2 Requisitos de hardware del prototipo

4.2 HARDWARE

Por motivos de coste se escogerá el modelo de receptor RTK de doble banda simpleRTK2B y simpleRTK2Blite de ArduSimple (ver Figura 22), basado en el módulo ZED-F9P de u-blox, así como la antena de doble frecuencia AS-ANT2B-SUR-L1L2-25SMA-00 de ArduSimple (ver Figura 23).

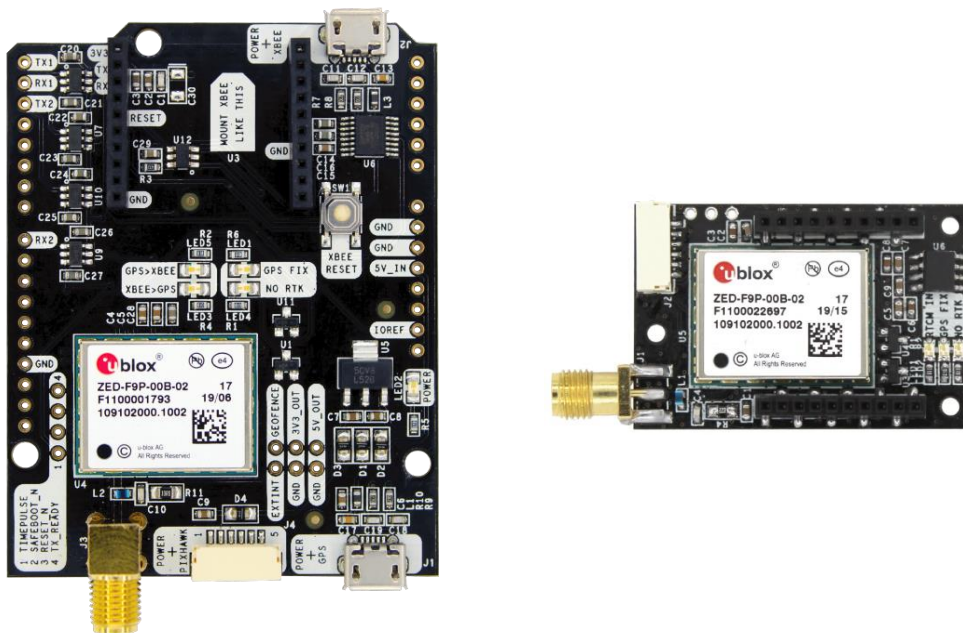


Figura 22 Receptor GNSS RTK de doble banda simpleRTK2B y simpleRTK2Blite de ArduSimple



Figura 23 Antena GNSS de doble banda AS-ANT2B-SUR-L1L2-25SMA-00 de ArduSimple

Se escogerá el microcontrolador STM32F746ZG de ST, montado en la placa de desarrollo NUCLEO-F746ZG (ver Figura 24).

Tanto los receptores y antena GNSS como el microcontrolador cumplen todos los requisitos y como los dos productos tienen compatibilidad de pines con el estándar de Arduino, se reducirán las soldaduras al poderse montar con zócalos.

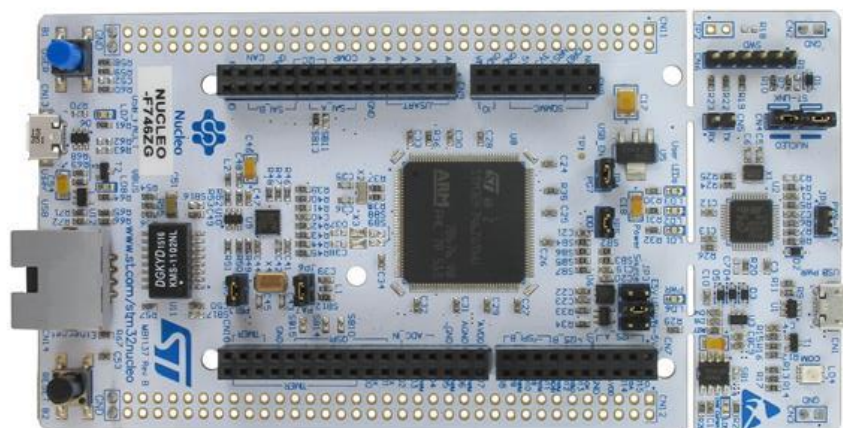


Figura 24 Placa de desarrollo NUCLEO-F746ZG de ST

La placa de desarrollo está un poco sobredimensionada para los requisitos, pero debido a su bajo coste se ha escogido ya que permitirá en un futuro utilizar otros periféricos (CAN bus, Ethernet, ...) sin cambiar de sistema.

Esta placa lleva incorporado un depurador lo que la hace especialmente interesante. El fabricante también proporciona software gratuito para la configuración de los periféricos (STM32CubeMX) y un entorno de programación/depuración (STM32CubeIDE).

Aparte de este hardware, se utilizarán soldaduras y cables para conectar todos los elementos del sistema como se mostrará en la siguiente sección.

4.2.1 Diseño del sistema

El diseño a nivel de sistemas es bastante sencillo ya que cada receptor tiene dos puertos UART y la placa de desarrollo soporta varios puertos UART.

La Figura 25 muestra un esquemático del sistema a nivel de componentes, alimentación, datos y protocolos:

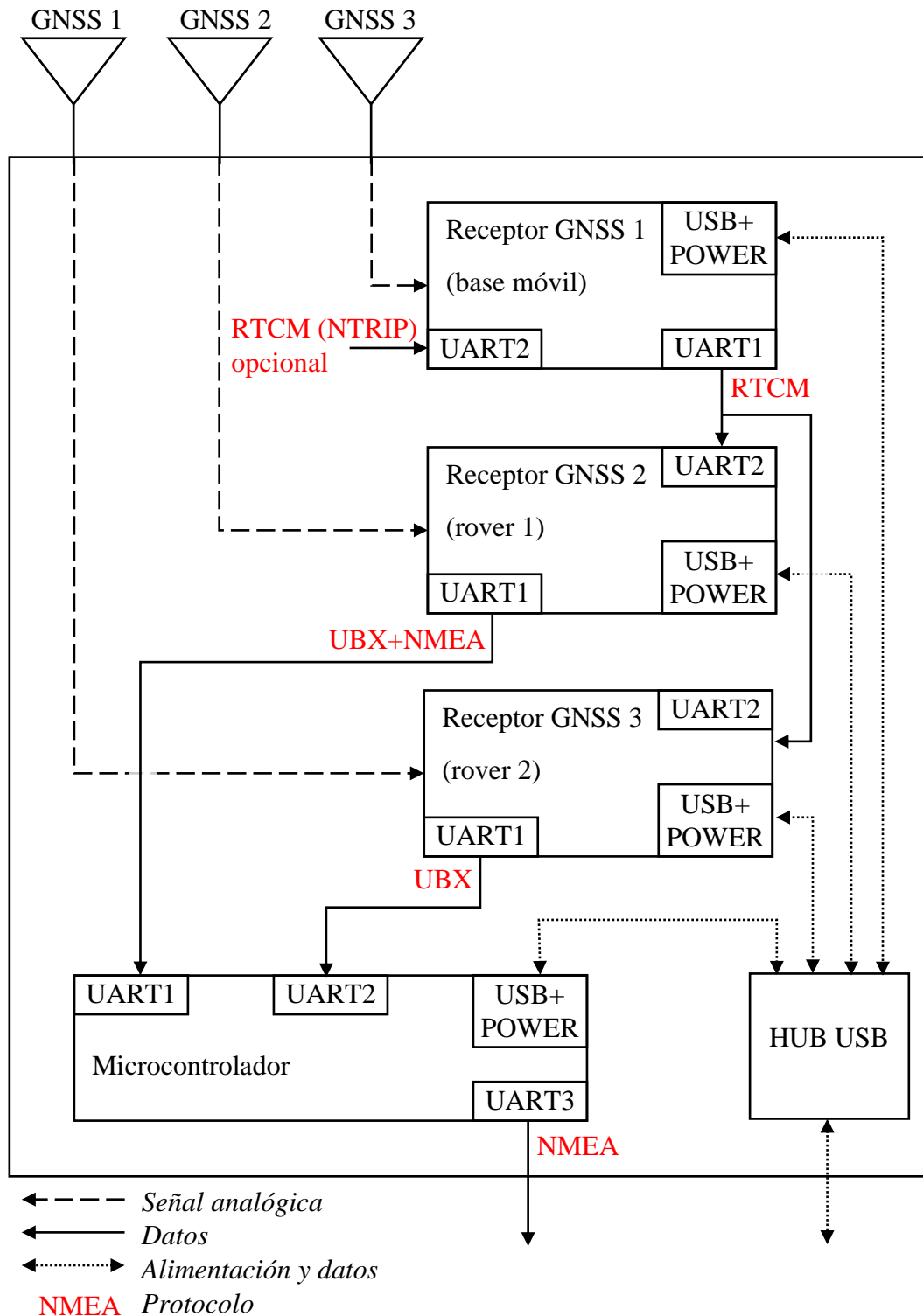


Figura 25 Esquema del sistema de actitud y posicionamiento

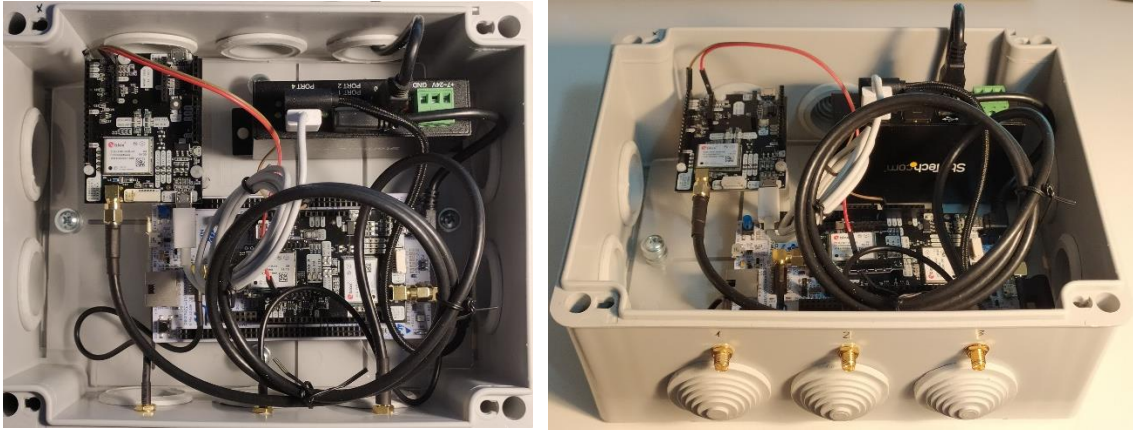


Figura 26 Imágenes del prototipo de sistema de actitud y posicionamiento

Con el sistema de la Figura 26 se podrán obtener las posiciones relativas entre receptores GNSS con máxima precisión, lo que permitirá calcular la actitud con la mejor precisión posible. Sin embargo, esta configuración no permite conocer la posición absoluta de los receptores con precisión de centímetros ya que éstos no reciben correcciones de ninguna estación de referencia.

La parte interesante de este proyecto es el cálculo de actitud, aunque si se necesita que la posición absoluta sea de alta precisión solo hay que suministrar correcciones RTCM a la UART2 del receptor GNSS1, no hay que cambiar nada más.

Para facilitar la validación, se ha instalado una pequeña pantalla en el prototipo que muestra información de la actitud de forma clara, ver Figura 27. Esta pantalla es un modelo comercial que incluye un microprocesador e imprime directamente las cadenas de caracteres que se le mandan por UART desde el microcontrolador.

No se muestran estas conexiones en la Figura 25 ya que es solo una ayuda durante la validación que no es necesaria para que el sistema funcione correctamente.



Figura 27 Pantalla del prototipo mostrando la actitud y el yaw rate del sólido

4.2.2 Configuración del microcontrolador

El microcontrolador y sus periféricos se configuran con los siguientes parámetros:

<i>Periférico</i>	<i>Parámetro</i>	<i>Valor</i>
Reloj principal	Velocidad	216 MHz
UART1	Baudrate Modo Interrupciones NVIC	230400bps Asíncrono (8-N-1) RX > DMA1
UART2	Baudrate Modo Interrupciones NVIC	23400bps Asíncrono (8-N-1) RX > DMA2
UART3	Baudrate Modo	115200bps Asíncrono (8-N-1)
DMA1	Modo Tamaño	Circular 1 byte
DMA2	Modo Tamaño	Circular 1 byte

Tabla 3 Configuración de los periféricos del microcontrolador

Como el consumo eléctrico no es un requisito, se ha utilizado la mayor velocidad de reloj del microcontrolador.

La velocidad de las UART 1 y 2, que mandan datos de los receptores al microcontrolador, se ha escogido a base de prueba y error, para garantizar que el microcontrolador tenga tiempo de leer, procesar y escribir su mensaje de salida. En la sección 5.2 se pueden ver los detalles.

Para la UART3, que manda el resultado de actitud y posición al exterior, se ha utilizado una velocidad de 115200bps que es compatible con la mayoría de equipos industriales.

Los DMA usan un búfer circular de 1 byte de tamaño. En la sección 4.3.1 se explicará el porqué.

4.2.3 Configuración de los receptores GNSS

El receptor GNSS 1 se configura como base móvil, con los siguientes parámetros:

- Constelaciones habilitadas: GPS, Galileo, BeiDou, QZSS, GLONASS
- UART1: 23400bps, Protocol out: UBX, 8-N-1
- UART2: 23400bps, Protocol in: RTCM, 8-N-1 (opcional, no se usa por defecto)
- Frecuencia de salida de datos: 10Hz
- Mensajes habilitados: RTCM-1077, RTCM-1087, RTCM-1097, RTCM-1127, RTCM-1230, RTCM-4072.0, RTCM-4072.1

Los receptores GNSS 2 y 3 se configuran como rovers, con los siguientes parámetros:

- Constelaciones habilitadas: GPS, Galileo, BeiDou, QZSS, GLONASS
- UART1: 23400bps, Protocol out: UBX, 8-N-1

- UART2: 23400bps, Protocol in: RTCM, 8-N-1
- Frecuencia de salida de datos: 10Hz
- Mensajes habilitados: UBX-NAV-PVT, UBX-NAV-RELPOSNED, UBX-NAV-EOE, NMEA-GGA (solo para el receptor GNSS 2)

Para el receptor GNSS 1 que actúa de base móvil, se han escogido los mensajes que recomienda el fabricante:

- MSM que son un estándar dentro del protocolo RTCM y, en particular MSM7 ofrece la máxima información en cuanto a observaciones y resolución numérica (Boriskin, Kozlov, & Zyryanov, 2012). Los mensajes MSM7 1077, 1087, 1097 y 1127 corresponden a observaciones de las constelaciones de satélites GPS, GLONASS, Galileo y BeiDou respectivamente.
- El mensaje 1230, que reporta las desviaciones de código/fase de la constelación GLONASS. Esta constelación tiene la particularidad que cada satélite emite en una frecuencia distinta y complica aún más la resolución de las ambigüedades.
- Los mensajes 4072.0 y 4072.1, que son mensajes propietarios de los receptores de la marca u-blox y se usan exclusivamente para la funcionalidad de base móvil, reportando información detallada de su posición.

La elección de los mensajes de los receptores GNSS 2 y 3 se ha condicionado por los requisitos del sistema.

Para simplificar los cálculos matemáticos y poder prescindir de una UART en el microcontrolador, se ha escogido el mensaje UBX-NAV-RELPOSNED, que reporta entre otras variables la posición relativa en el sistema de referencia NED entre el receptor GNSS y la base móvil (ver Tabla 6).

Para obtener la posición absoluta de los receptores se usa el mensaje UBX-NAV-PVT que reporta directamente las variables latitud, longitud y altura elipsoidal (ver Tabla 4). Con este mensaje se consigue una precisión máxima de 1,1cm, limitada por el número de decimales (7) de las variables. En caso de necesitar mayor precisión, se puede usar alternativamente el mensaje UBX-NAV-HPPOSLLH que utiliza dos decimales adicionales.

Para sincronizar los receptores se usará el mensaje UBX-NAV-EOE (ver Tabla 5), que indica que el receptor ha terminado de mandar todos los mensajes de la época.

Message	UBX-NAV-PVT					
Description	Navigation Position Velocity Time Solution					
Firmware	Supported on: • u-blox 9 with protocol version 27.1					
Type	Periodic/Polled					
Comment	Note that during a leap second there may be more or less than 60 seconds in a minute. See the section Leap seconds in Integration manual for details. This message combines position, velocity and time solution, including accuracy figures					
Message Structure	Header	Class	ID	Length (Bytes)	Payload	Checksum
	0xB5 0x62	0x01	0x07	92	see below	CK_A CK_B
Payload Contents:						
Byte Offset	Number Format	Scaling	Name	Unit	Description	
24	I4	1e-7	lon	deg	Longitude	
28	I4	1e-7	lat	deg	Latitude	
32	I4	-	height	mm	Height above ellipsoid	

Tabla 4 Estructura parcial del mensaje PVT (UBX)

Fuente: u-blox

Message	UBX-NAV-EOE					
Description	End Of Epoch					
Firmware	Supported on: • u-blox 9 with protocol version 27.1					
Type	Periodic					
Comment	This message is intended to be used as a marker to collect all navigation messages of an epoch. It is output after all enabled NAV class messages (except UBX-NAV-HNR) and after all enabled NMEA messages.					
Message Structure	Header	Class	ID	Length (Bytes)	Payload	Checksum
	0xB5 0x62	0x01	0x61	4	see below	CK_A CK_B
Payload Contents:						
Byte Offset	Number Format	Scaling	Name	Unit	Description	
0	U4	-	iTOW	ms	GPS time of week of the navigation epoch. See the section iTOW timestamps in Integration manual for details.	

Tabla 5 Estructura del mensaje EOE (UBX)

Fuente: u-blox

Message	UBX-NAV-RELPOSNE					
Description	Relative Positioning Information in NED frame					
Firmware	Supported on: • u-blox 9 with protocol version 27.1 (only with High Precision GNSS products)					
Type	Periodic/Polled					
Comment	<p>The NED frame is defined as the local topological system at the reference station. The relative position vector components in this message, along with their associated accuracies, are given in that local topological system</p> <p>This message contains the relative position vector from the Reference Station to the Rover, including accuracy figures, in the local topological system defined at the reference station</p>					
Message Structure	Header	Class	ID	Length (Bytes)	Payload	Checksum
	0xB5 0x62	0x01	0x3C	64	see below	CK_A CK_B
Payload Contents:						
Byte Offset	Number Format	Scaling	Name	Unit	Description	
0	U1	-	version	-	Message version (0x01 for this version)	
1	U1	-	reserved1	-	Reserved	
2	U2	-	refStationId	-	Reference Station ID. Must be in the range 0..4095	
4	U4	-	iTOW	ms	GPS time of week of the navigation epoch . See the description of iTOW for details.	
8	I4	-	relPosN	cm	North component of relative position vector	
12	I4	-	relPosE	cm	East component of relative position vector	
16	I4	-	relPosD	cm	Down component of relative position vector	
33	I1	0.1	relPosHPE	mm	High-precision East component of relative position vector. Must be in the range -99 to +99. The full East component of the relative position vector, in units of cm, is given by $relPosE + (relPosHPE * 1e-2)$	
34	I1	0.1	relPosHPD	mm	High-precision Down component of relative position vector. Must be in the range -99 to +99. The full Down component of the relative position vector, in units of cm, is given by $relPosD + (relPosHPD * 1e-2)$	
35	I1	0.1	relPosHPLength	mm	High-precision component of the length of the relative position vector. Must be in the range -99 to +99. The full length of the relative position vector, in units of cm, is given by $relPosLength + (relPosHPLength * 1e-2)$	

Tabla 6 Estructura parcial del mensaje RELPOSNE (UBX)

Fuente: u-blox

Para ayudar en la generación del mensaje de salida \$PAOGI (definido en la sección 4.3.4) se ha habilitado el mensaje NMEA-GGA para el receptor 2.

Esto significa que la posición reportada por el sistema será la del receptor 2.

El receptor 2 se ha configurado para que genere mensajes NMEA con alta precisión (añade decimales extra, no se ve en la Tabla 7).

Field No.	Name	Unit	Format	Example	Description
0	xxGGA	-	string	\$GPGGA	GGA Message ID (xx = current Talker ID)
1	time	-	hhmmss.ss	092725.00	UTC time, see note on UTC representation
2	lat	-	ddmm. mmmm	4717.11399	Latitude (degrees & minutes), see format description
3	NS	-	character	N	North/South indicator
4	long	-	dddmm. mmmm	00833.91590	Longitude (degrees & minutes), see format description
5	EW	-	character	E	East/West indicator
6	quality	-	digit	1	Quality indicator for position fix: 0 = No Fix / Invalid 1 = Standard GPS (2D/3D) 2 = Differential GPS 4 = RTK fixed solution 5 = RTK float solution 6 = Estimated (DR) Fix See also position fix flags description .
7	numSV	-	numeric	08	Number of satellites used (range: 0-12)
8	HDOP	-	numeric	1.01	Horizontal Dilution of Precision
9	alt	m	numeric	499.6	Altitude above mean sea level
10	uAlt	-	character	M	Altitude units: meters (fixed field)
11	sep	m	numeric	48.0	Geoid separation: difference between ellipsoid and mean sea level
12	uSep	-	character	M	Separation units: meters (fixed field)
13	diffAge	s	numeric	-	Age of differential corrections (blank when DGPS is not used)
14	diffStation	-	numeric	-	ID of station providing differential corrections (blank when DGPS is not used)
15	cs	-	hexadecimal	*5B	Checksum
16	<CR><LF>	-	character	-	Carriage return and line feed

Tabla 7 Estructura del mensaje GGA (NMEA)

Fuente: u-blox

4.3 SOFTWARE

El software programado en el microcontrolador se puede dividir en 3 grupos diferenciados:

1. Inicialización de los periféricos del microcontrolador: se llama una sola vez al inicio y se inicializan los parámetros definidos en la Tabla 3
2. Bucle continuo: el microcontrolador está comprobando continuamente si:
 - a. Se ha recibido información válida de los dos receptores GNSS. En este caso llama a la función de cálculo de actitud, descrita en la sección 4.3.3
 - b. Alguno de los búferes de datos de las UART 1 o 2 tiene información. En este caso procesa la información almacenada en ellos con el procedimiento descrito en la sección 4.3.2

3. Interrupciones en la recepción de datos de las UART (DMA), detalles en la sección 4.3.1

Cada uno de estos grupos de código tiene protecciones para prevenir que el código se bloquee (e.g.: controlar que los búferes no excedan su espacio, no permitir divisiones por cero, ...). Estas protecciones no se comentarán en esta memoria ya que, si bien son indispensables, no aportan contenido de calidad.

4.3.1 Lectura de las UART

Lo descrito en esta sección es aplicable tanto para UART1 como UART2, para simplificar se hará referencia siempre a UART1.

Como el sistema de actitud y posición tiene que funcionar en tiempo real y la transmisión por UART es asíncrona y el tamaño de los paquetes puede ser variable, es necesario que la información se procese lo antes posible y que no se espere a que los búferes se llenen.

Por este motivo, se ha escogido un tamaño de búfer de DMA de 1 byte, y para cada UART se crean:

- Dos búferes de tamaño suficientemente grande (~5kB) para asegurar que nunca se llenen
- Dos variables enteras (uno para cada búfer) que se usan para conocer el tamaño de datos que tiene cada búfer
- Una variable booleana que define si el búfer está activo

La lógica se describe con un ejemplo, en caracteres normales el código que corre en las interrupciones, en cursiva el código que corre en el bucle continuo:

1. El DMA1 de la UART1 activa la interrupción de recepción de datos
2. El búfer1 de la UART1 está activo y se añade el byte recibido a este búfer
3. Se incrementa el índice del búfer1 en 1
4. *El código principal está ocupado en otras tareas, e.g.: procesando la actitud*
5. UART1 sigue recibiendo datos del receptor GNSS y el DMA1 sigue activando la interrupción de datos, repitiéndose los pasos 1, 2 y 3. No se pierde ningún byte de información
6. *El código principal ha terminado de procesar la actitud y chequea que el búfer1 está activo y contiene información (tamaño > 0)*
7. *Desactiva el búfer1 y activa el búfer2*, cualquier nuevo byte que llegue proveniente del UART1 se almacenará en el búfer2 por la interrupción (no se pierde ningún dato)
8. *Procesa los datos del búfer1 (ver sección 4.3.2) y pone la variable del tamaño ocupado del búfer1 a 0*

Este proceso se repite continuamente, permitiendo que el código principal procese la información de uno de los búferes mientras que cualquier información entrante se almacena en el otro búfer.

Nota: en el microcontrolador utilizado, el periférico DMA tiene una función que utiliza una lógica parecida, aunque usa un solo búfer y avisa cuando se ha llenado a la mitad,

para que se procese la primera mitad mientras la segunda se llena. Esto no es válido para nuestra aplicación ya que el tamaño de los mensajes puede ser variable y en caso de pérdida de información (e.g: un solo byte), causaría una desincronización entre receptores no aceptable.

4.3.2 Procesado de datos entrantes

Como se ha explicado anteriormente, los receptores transmiten la información en protocolo UBX y, por tanto, el microcontrolador tiene que leer estos mensajes, validarlos y luego rellenar las variables necesarias para el cálculo de actitud con información útil de estos mensajes.

En el bucle principal, se mandan los datos del búfer a una función que introduce byte a byte la información del búfer en una máquina de estados.

Si la máquina de estados descrita en la Figura 28 retorna un valor distinto de 0, significa que existe un mensaje en protocolo UBX válido y se procederá a procesar el contenido del mensaje, cuyo contenido se encuentra en el array `msg` de longitud el valor retornado (incluyendo los dos bytes del checksum).

El procesado del contenido del mensaje es trivial (ver Tabla 4, Tabla 6 y Tabla 5), a continuación, se muestra el procesado de las variables de interés que se usarán para la sincronización de los receptores y para el cálculo de actitud:

```
Si msg[0] == 0x01
  Si msg[1] == 0x3C
    pos.lon = (float)bytesToLong(&(buf[28]))*1.0e-7f;
    pos.lat = (float)bytesToLong(&(buf[32]))*1.0e-7f;
    pos.alt = (float)bytesToLong(&(buf[36]))*1.0e-3f;
  Si msg[1] == 0x3C
    relPos.N = bytesToLong(&(msg[12]))+0.01f*(float)msg[36];
    relPos.E = bytesToLong(&(msg[16]))+0.01f*(float)msg[37];
    relPos.D = bytesToLong(&(msg[20]))+0.01f*(float)msg[38];
  Si msg[1] == 0x61
    receptorListo = 1
```

Tabla 8 Procesado del contenido de los mensajes UBX

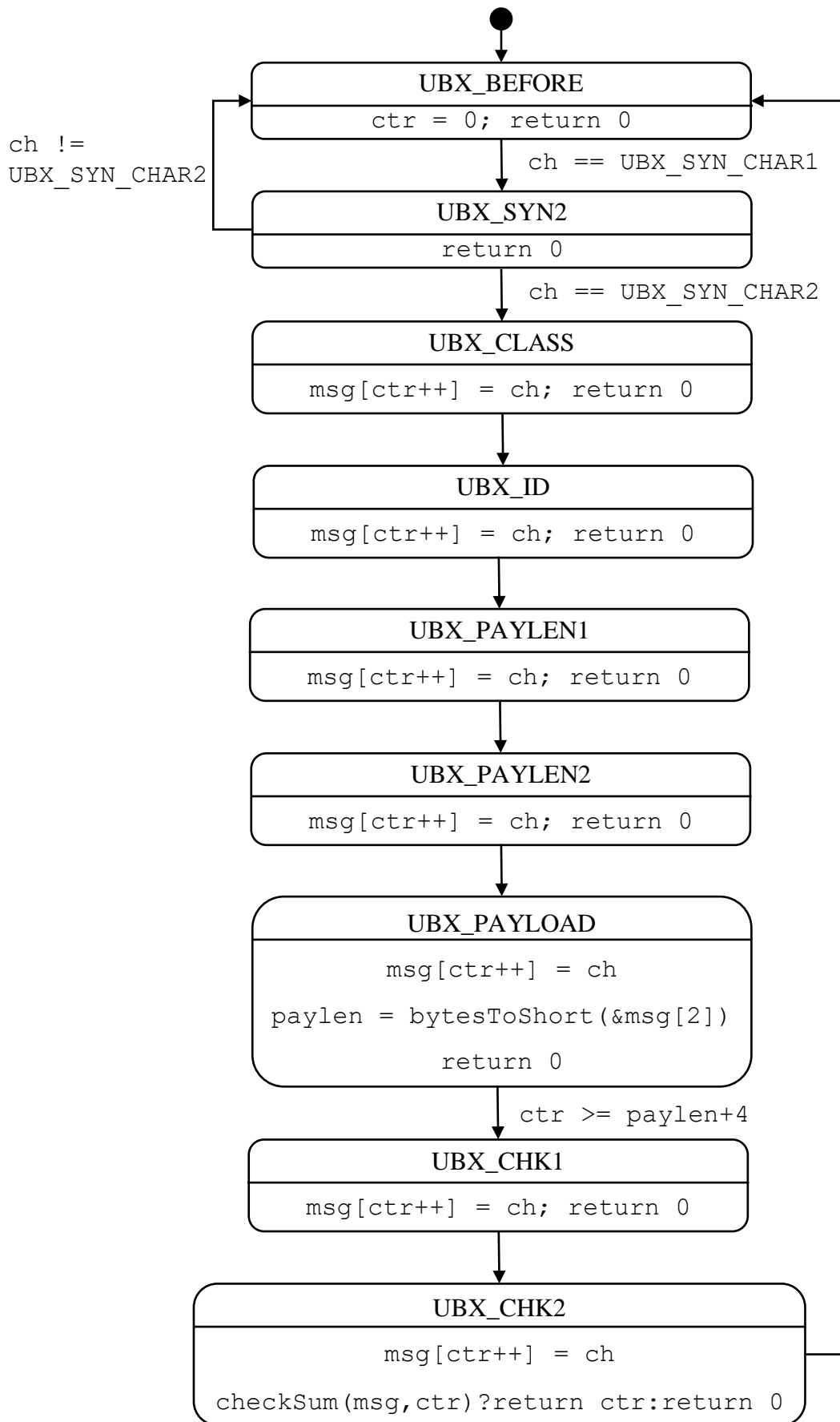


Figura 28 Máquina de estados para leer protocolo UBX

La estructura `pos` contiene la posición absoluta del receptor (latitud, longitud y altura elipsoidal).

La estructura `relPos` contendrá los tres componentes (N,E,D) de la posición relativa del receptor GNSS 2 y 3 respecto la base móvil (receptor 1) en cm.

El mensaje EOE (end of epoch), no se procesa ya que su contenido (el tiempo GNSS de la semana) no es de interés. Solo interesa la recepción del mensaje en sí, ya que significa que el receptor GNSS ha terminado de procesar todos los mensajes para ese epoch.

En el bucle principal de código, se comprueba el valor de la variable `receptorListo` para cada receptor. Si es 1 en ambos, se pone su valor a 0 y se inicia el cálculo de actitud que se describe en la siguiente sección.

4.3.3 Cálculo de actitud

Cogiendo la antena del receptor 1 como base móvil del sistema, las posiciones en un sistema de referencia \mathfrak{R}_B de las antenas 1, 2 y 3 serán:

$$\begin{aligned} P_1 &= (P_{1x}, P_{1y}, P_{1z})_{\mathfrak{R}_B} = (0,0,0)_{\mathfrak{R}_B} \\ P_2 &= (P_{2x}, P_{2y}, P_{2z})_{\mathfrak{R}_B} \\ P_3 &= (P_{3x}, P_{3y}, P_{3z})_{\mathfrak{R}_B} \end{aligned} \quad (2)$$

Se define el sistema de referencia ortonormal \mathfrak{R}_B fijo al sólido como:

$$\mathfrak{R}_B = \{\hat{v}_{xB}, \hat{v}_{yB}, \hat{v}_{zB}\} \quad (3)$$

Donde \hat{v}_{xB} es el vector entre la antena 2 y la antena 1 (normalizado), \hat{v}_{zB} es el producto vectorial entre v_{xB} y el vector entre la antena 3 y la antena 1 (normalizado) y \hat{v}_{yB} es producto vectorial entre v_{zB} y v_{xB} (ver Figura 29):

$$\begin{aligned} v_{xB} &= [P_{2x}, P_{2y}, P_{2z}] \\ v_{zB} &= v_{xB} \times (P_{3x}, P_{3y}, P_{3z}) \\ v_{yB} &= v_{zB} \times v_{xB} \end{aligned} \quad (4)$$

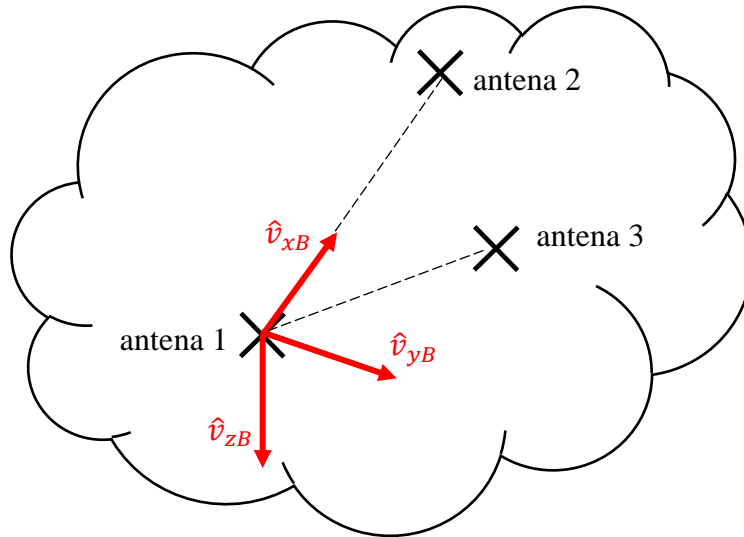


Figura 29 Posición genérica de las antenas de los receptores en un sólido y sistema de referencia asociado

Se quiere obtener la actitud del sólido en un sistema de referencia NED \mathfrak{R}_0 centrado en la antena 1:

$$\mathfrak{R}_0 = \{\hat{v}_{x0}, \hat{v}_{y0}, \hat{v}_{z0}\} = \{[1,0,0], [0,1,0], [0,0,1]\} \quad (5)$$

Cuando el sólido (plano formado por las antenas) está en una posición paralela al suelo y apuntando (vector entre antenas 2 y 1) al Norte, los sistemas de referencia \mathfrak{R}_B y \mathfrak{R}_0 coinciden, ver Figura 30.

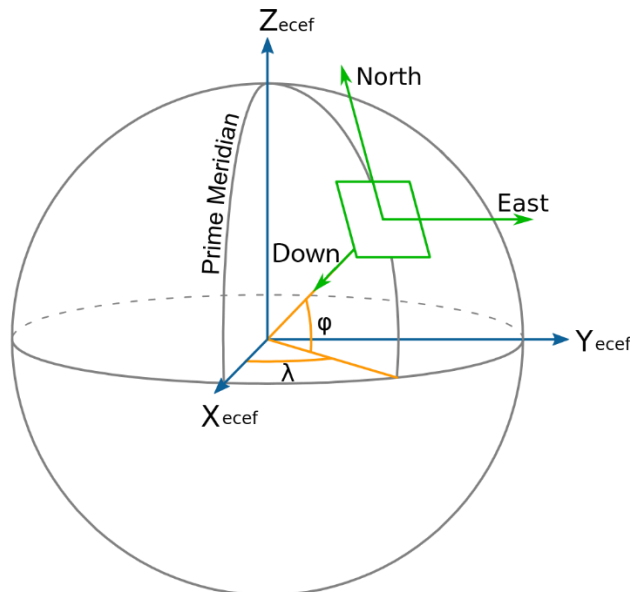


Figura 30 Representación de los sistemas de referencia NED, ECEF y latitud y longitud Fuente: Wikipedia (modificada)

En geometría euclidiana dos sistemas de referencia ortonormales con el mismo origen y orientaciones distintas siempre se pueden relacionar entre si mediante un giro de ángulo

θ sobre el eje k (par de rotación) como se muestra en la Figura 31 (Barrientos, Peñín, Balaguer, & Aracil, 2007).

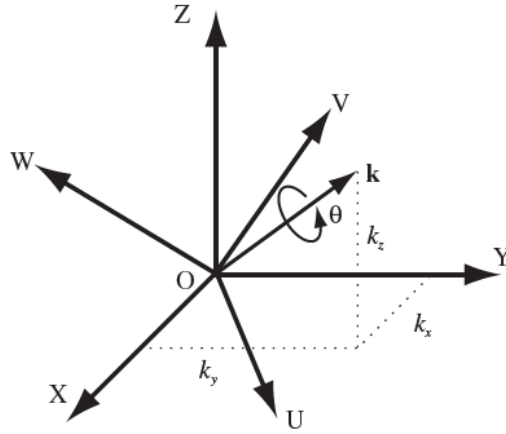


Figura 31 Representación de orientación por eje y ángulo de giro (par de rotación)
Fuente: (Barrientos, Peñín, Balaguer, & Aracil, 2007)

Así, \hat{v}_{xB} es el resultado de girar \hat{v}_{x0} un ángulo θ sobre el eje k . Dado que se desconoce el ángulo del giro, existen infinitos ejes posibles que permiten esto, aunque todos se encuentran en el plano π_1 que contiene el producto vectorial de \hat{v}_{x0} y \hat{v}_{xB} y a la vez la bisectriz de los dos vectores (tiene el mismo módulo al estar normalizados), tal como se muestra gráficamente en la Figura 32.

Podemos definir el vector normal al plano π_1 como:

$$n_{\pi_1} = (\hat{v}_{x0} \times \hat{v}_{xB}) \times (\hat{v}_{x0} + \hat{v}_{xB}) \quad (6)$$

De la misma forma, podemos definir el plano π_2 a partir de los vectores \hat{v}_{y0} y \hat{v}_{yB} :

$$n_{\pi_2} = (\hat{v}_{y0} \times \hat{v}_{yB}) \times (\hat{v}_{y0} + \hat{v}_{yB}) \quad (7)$$

El eje k será la intersección de π_1 y π_2 :

$$k = [k_x, k_y, k_z] = n_{\pi_1} \times n_{\pi_2} \quad (8)$$

En caso que $\hat{v}_{x0} = -\hat{v}_{xB}$, para evitar problemas numéricos se sustituirá (6) por:

$$n_{\pi_1} = \hat{v}_{x0} \quad (9)$$

De la misma forma, en caso que $\hat{v}_{y0} = -\hat{v}_{yB}$, para evitar problemas numéricos se sustituirá (7) por:

$$n_{\pi_2} = \hat{v}_{y0} \quad (10)$$

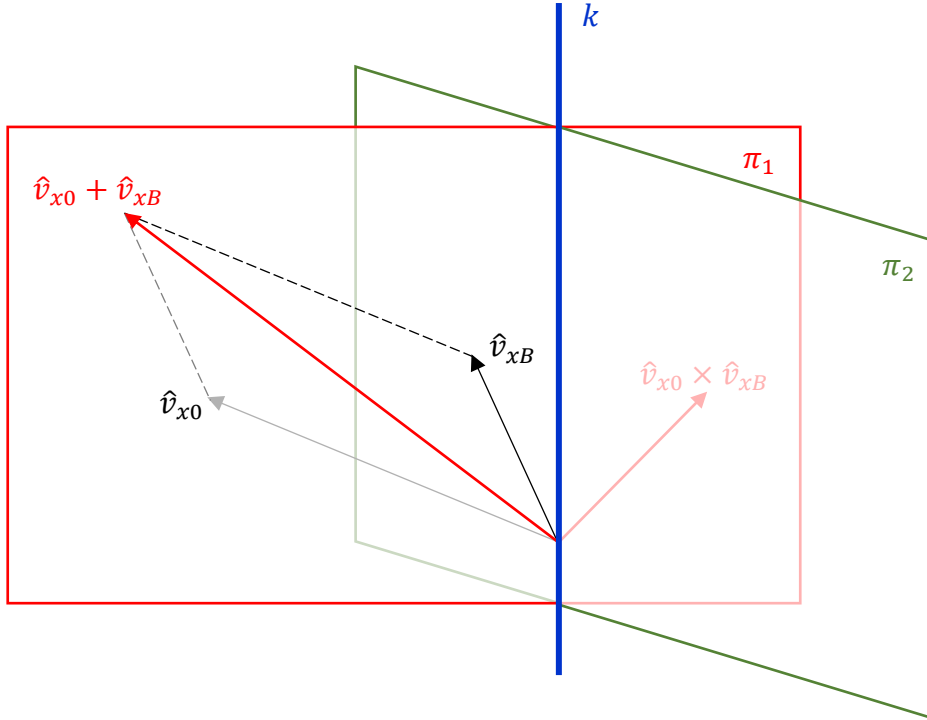


Figura 32 Representación gráfica de la obtención del eje k del par de rotación

Para calcular el ángulo de rotación θ sobre el eje k se creará un plano π_3 cuyo vector normal coincida con el eje k pero que no contenga el origen (ver Figura 33). La distancia al origen es indiferente, en esta definición se escoge que el plano esté a una unidad de distancia del origen, que es equivalente a coger un plano que contenga el punto $P_k = \hat{k}$, siendo \hat{k} el vector normalizado del eje k :

$$\begin{aligned}
 P_k &= (0,0,0) + \hat{k} \\
 \pi_3: k_x x + k_y y + k_z z + d &= 0 \\
 P_k \in \pi_3 \Rightarrow d &= -k_x \hat{k}_x - k_y \hat{k}_y - k_z \hat{k}_z
 \end{aligned} \tag{11}$$

Se define la recta r_1 definida por el eje x del sistema de referencia \mathfrak{R}_0 y pasando por el origen:

$$r_1 = (0,0,0) + \lambda_1 \hat{v}_{x0} = \lambda_1 (\hat{v}_{x0,x}, \hat{v}_{x0,y}, \hat{v}_{x0,z}) = (\lambda_1, 0,0) \tag{12}$$

La intersección de r_1 y π_3 será:

$$\begin{aligned}
 r_1 \cap \pi_3 = k_x \lambda_1 + d = 0 \Rightarrow \lambda_1 &= \frac{-d}{k_x} = \frac{k_x \hat{k}_x + k_y \hat{k}_y + k_z \hat{k}_z}{k_x} \\
 P_{r_1 \cap \pi_3} &= \left(\frac{k_x \hat{k}_x + k_y \hat{k}_y + k_z \hat{k}_z}{k_x}, 0,0 \right)
 \end{aligned} \tag{13}$$

De la misma forma, se puede definir la recta r_2 por el eje x del sistema de referencia \mathfrak{R}_B y pasando por el origen:

$$r_2 = (0,0,0) + \lambda_2 \hat{v}_{xB} = \lambda_2 (\hat{v}_{xB,x}, \hat{v}_{xB,y}, \hat{v}_{xB,z}) \tag{14}$$

La intersección de r_2 y π_3 será:

$$r_2 \cap \pi_3 = \lambda_2 (k_x \hat{v}_{xB,x} + k_y \hat{v}_{xB,y} + k_z \hat{v}_{xB,z}) + d = 0 \Rightarrow$$

$$\lambda_2 = \frac{k_x \hat{k}_x + k_y \hat{k}_y + k_z \hat{k}_z}{k_x \hat{v}_{xB,x} + k_y \hat{v}_{xB,y} + k_z \hat{v}_{xB,z}} \quad (15)$$

$$P_{r_2 \cap \pi_3} = \frac{k_x \hat{k}_x + k_y \hat{k}_y + k_z \hat{k}_z}{k_x \hat{v}_{xB,x} + k_y \hat{v}_{xB,y} + k_z \hat{v}_{xB,z}} (\hat{v}_{xB,x}, \hat{v}_{xB,y}, \hat{v}_{xB,z})$$

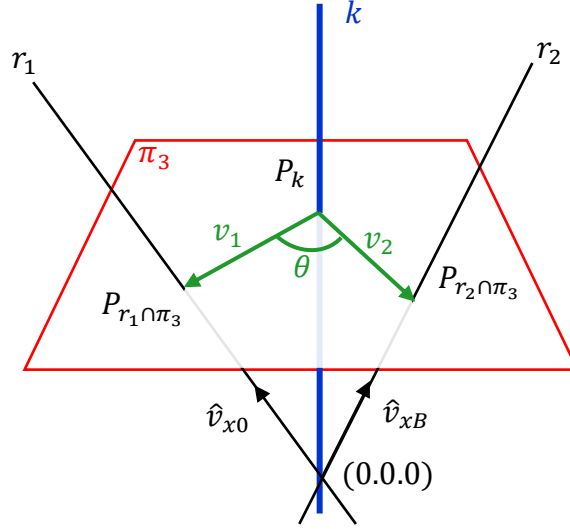


Figura 33 Representación gráfica de la obtención del ángulo θ del par de rotación

Definiendo el vector $v_1 = \overrightarrow{P_k P_{r_1 \cap \pi_3}}$ y $v_2 = \overrightarrow{P_k P_{r_2 \cap \pi_3}}$, se puede calcular el ángulo θ como:

$$\text{si } \begin{cases} k \cdot (v_1 \times v_2) > 0: \theta = \arccos \frac{v_1 v_2}{|v_1| |v_2|} \\ k \cdot (v_1 \times v_2) < 0: \theta = 2\pi - \arccos \frac{v_1 v_2}{|v_1| |v_2|} \end{cases} \quad (16)$$

El método descrito para calcular el eje k y el ángulo θ funcionará siempre que ninguno de los ejes de \mathfrak{R}_0 y \mathfrak{R}_B coincidan ($\hat{v}_{x0} = \hat{v}_{xB}, \hat{v}_{y0} = \hat{v}_{yB}, \hat{v}_{z0} = \hat{v}_{zB}$).

En caso de que coincidan, el eje k será directamente el eje coincidente (si hay varios ejes coincidentes se escogerá el primero por orden) y el ángulo θ será el ángulo entre cualquiera de los otros dos ejes, calculado como en (16).

En caso que $\hat{v}_{x0} = -\hat{v}_{xB}$, para evitar problemas numéricos se sustituirá en (12) y (14) \hat{v}_{x0} y \hat{v}_{xB} por \hat{v}_{y0} y \hat{v}_{yB} .

El cuaternio asociado a un giro de un ángulo θ , respecto un eje que pasa por el origen con vector unitario \hat{k} es:

$$Q = [q_0, q_1, q_2, q_3] = \left(\cos \frac{\theta}{2}, \hat{k}_x \sin \frac{\theta}{2}, \hat{k}_y \sin \frac{\theta}{2}, \hat{k}_z \sin \frac{\theta}{2} \right) \quad (17)$$

Los ángulos de Euler de la rotación se definen por este orden:

1. Rotación alrededor del eje z (Down) de un ángulo ψ (yaw, guiñada)
2. Rotación alrededor del nuevo eje y (Este) de un ángulo ϑ (pitch, cabeceo)
3. Rotación alrededor del nuevo eje x (Norte) de un ángulo ϕ (roll, alabeo)

La obtención de los ángulos de Euler (ψ, ϕ, ϑ), por este orden, es (Hughes, 2017):

$$\begin{cases} \psi = \text{atan2}(2q_0q_3 + 2q_1q_2, 1 - 2q_2^2 - 2q_3^2) \\ \vartheta = \text{asin}(2q_0q_2 - 2q_3q_1) \\ \phi = \text{atan2}(2q_0q_1 + 2q_2q_3, 1 - 2q_1^2 - 2q_2^2) \end{cases} \quad (18)$$

Nótese que se utiliza la función atan2 para que el resultado de los ángulos sea válido en los cuatro cuadrantes.

El procedimiento se resume en la siguiente tabla:

1. Definir los vectores del sistema de referencia \mathfrak{R}_0
2. Leer de los receptores 2 y 3 su posición relativa al receptor 1 en referencia NED
3. La lectura del receptor 2 normalizada es directamente \hat{v}_{xB}
4. Dada la libertad de posición de la antena del receptor 3 (las únicas restricciones son que esté en el plano transversal del sólido y que no esté alineado con el receptor 1 y 2), se calcula \hat{v}_{zB} como el producto vectorial entre \hat{v}_{xB} y la posición relativa del receptor 3 y luego se normaliza
5. Se calcula \hat{v}_{yB} como el producto vectorial entre \hat{v}_{zB} y \hat{v}_{xB}
6. Se comprueba si hay coincidencias entre el sistema de referencia fijo al suelo y el fijo al sólido.
 - 6.1. Si algún par de vectores es igual, se asigna a este vector como el del eje del par de rotación y se calcula el ángulo del par de rotación como el ángulo entre cualquier par de vectores de los dos sistemas de referencia (16).
 - 6.2. Si no hay ningún par de vectores igual, se calcula el eje del par de rotación (8) con los planos que contienen los posibles candidatos (6) y (7) (o (9) y (10))
 - 6.3. Se calcula el plano normal al eje del par de rotación, desplazado del origen (11)
 - 6.4. Se calculan las intersecciones del plano anterior con las rectas definidas a partir de los vectores x (o y si $\hat{v}_{x0} = -\hat{v}_{xB}$) de los dos sistemas de referencia, pasando por el origen (12) y (14) y con el eje del par de rotación
 - 6.5. Se calcula el ángulo entre los vectores definidos por los puntos del apartado anterior (16)
7. Se calculan los cuaterniones (17) y ángulos de Euler (18)

Tabla 9 Algoritmo de cálculo de actitud

4.3.4 Procesado de datos de salida

No existe ningún mensaje oficial en protocolo NMEA que provea información de posición y actitud.

En agricultura de precisión, existe un proyecto de código abierto AgOpenGPS (<https://github.com/farmerbriantee/AgOpenGPS>) que es bastante popular entre agricultores que se instalan sus propios sistemas de autoguiado.

Esta comunidad ha definido el mensaje PAOGI en protocolo NMEA que cumple todos los requisitos de el sistema, sus campos se definen en la Tabla 10. Se ha cogido como ejemplo el siguiente mensaje obtenido durante las pruebas en campo:

```
$PAOGI,113648.20,4142.3880544,N,00031.4725051,E,4,25,0.58,327.590,M,0.0,000.00,330.83,-60.5600,-07.5800,000.4800,-00.1100,T*6F
```

Campo	Descripción	Ejemplo Traducción
0	Identificador	\$PAOGI
1	Hora UTC de la información	113648.20 <i>11h 36min 48,2s</i>
2, 3	Latitud, Northing indicator	4142.3880544,N <i>41deg 42.3880544' N</i>
4, 5	Longitud, Easting indicator	00031.4725051,E <i>0deg 31.4725051' E</i>
6	Calidad del fix: 0 = invalid 1 = GPS fix (SPS) 2 = DGPS fix 4 = Fix RTK 5 = Float RTK 6 = dead reckoning	4 <i>Fix RTK</i>
7	Número de satélites usados	25
8	HDOP	0.58
9, 10	Altura elipsoidal, M	327.590,M
11	Tiempo desde la última corrección DGPS (s)	0.0
12	Velocidad respecto el suelo (2D) en nudos	000.00
13	Ángulo de la trayectoria (deg)	330.83
14	Ángulo de yaw (deg)	-60.5600
15	Ángulo de roll (deg)	-07.5800
16	Ángulo de pitch (deg)	000.4800
17	Yaw rate (deg/s)	-00.1100
18	Validez de la actitud (T/F)	T Verdadero
19	*Checksum+<CR><LF>	*6F<CR><LF>

Tabla 10 Campos del mensaje PAOGI (NMEA)

Es importante mencionar que el tamaño de este mensaje excede el máximo del protocolo NMEA de 82 caracteres.

Para generar este mensaje, se sigue el siguiente procedimiento:

1. Se genera el campo 0: \$PAOGI,
2. Se copian los campos 1,2,3,4,5,6,7,8,9,10,13,14 del mensaje NMEA-GGA del receptor GNSS 2, con las comas que separan los campos
3. Se modifica el campo 7 cogiendo la información del mensaje UBX-PVT ya que el campo que indica esta información en el mensaje NMEA-GGA está limitado a un máximo de 12 satélites.
4. Se añaden los campos 12 y 13 con la información contenida en el mensaje UBX-PVT
5. Se añaden los campos 14, 15, 16 con la información calculada en el algoritmo de actitud
6. El campo 17 se calcula como el diferencial del campo 16
7. El campo 18 se genera mirando la calidad del fix de los receptores GNSS 2 y 3. Si ambos tienen un fix tipo Float RTK o Fix RTK, se considera que las medidas de actitud calculadas serán fiables y se asignará una T, de lo contrario se asigna F.
8. Se calcula el checksum (ver sección 3.1) con los caracteres de los campos 0 a 18 (incluidos), excluyendo el símbolo \$ del campo 0.

Aunque el mensaje PAOGI no tenga ningún campo para mostrar los cuaterniones, el algoritmo sí que genera esta información.

5 VALIDACIÓN DEL SISTEMA

Ya se ha mencionado que el sistema es capaz de recibir correcciones RTCM por el UART2 del receptor GNSS 1, lo que permitirá que la posición reportada tenga errores del orden de 2cm en condiciones ideales.

En la validación del sistema no se usarán estas correcciones ya que se pretende demostrar la calidad en la estimación de la actitud en un sistema totalmente autónomo e independiente de correcciones externas.

5.1 Validación del algoritmo de cálculo de actitud

Para la validación del algoritmo definido en la sección 4.3.3 se necesita situar el sólido donde van montadas las antenas en una actitud conocida y compararla con la actitud calculada.

Esta forma de validar el algoritmo requiere postprocesar los datos para eliminar el ruido de las medidas y requiere herramientas para medir la actitud del sólido que no son sencillas ya que se pretende validar varias actitudes y medir los ángulos de un sólido no es sencillo.

Una manera más sencilla e igual de efectiva para validar el algoritmo consiste en definir los ángulos de Euler de un sólido y crear posiciones “virtuales” de las 3 antenas, que se usarán como entrada del algoritmo a validar, y se comparan los resultados del algoritmo con la actitud impuesta.

Este método simplifica el proceso de validación y permite, sin esfuerzo, validar cualquier actitud del sólido, donde las antenas usadas pueden tener mala cobertura de satélites (e.g. si el sólido está invertido las antenas apuntarán hacia el suelo).

Dado un conjunto de ángulos de Euler (pitch θ , roll φ y yaw ψ) y con el orden de giros definido anteriormente, la matriz de rotación será:

$$XYZ = \begin{pmatrix} c\theta c\psi & -c\theta s\psi & s\theta \\ c\varphi s\psi + c\psi s\varphi s\theta & c\varphi c\psi - s\varphi s\theta s\psi & -c\theta s\varphi \\ s\varphi s\psi - c\varphi c\psi s\theta & c\psi s\varphi + c\varphi s\theta s\psi & c\varphi c\theta \end{pmatrix} \quad (19)$$

Se define la posición “virtual” de las antenas en el sistema de referencia NED como:

$$\begin{aligned} P_1 &= (0,0,0) \\ P_2 &= XYZ(1,0,0)^T \\ P_3 &= XYZ(0,1,0)^T \end{aligned} \quad (20)$$

Estas posiciones serán la entrada del algoritmo de cálculo de actitud.

Debido a que varios ángulos de Euler pueden definir una misma actitud, se usarán cuaterniones para comparar los resultados, ya que estos son únicos para definir una actitud.

Para simplificar la notación se reescribe (19) como:

$$XYZ = \begin{pmatrix} n_x & o_x & a_x \\ n_y & o_y & a_y \\ n_z & o_z & a_z \end{pmatrix} \quad (21)$$

La relación entre matriz de rotación y cuaterniones es (Barrientos, Peñín, Balaguer, & Aracil, 2007):

$$\begin{aligned} q_0 &= \frac{1}{2} \sqrt{(n_x + o_y + a_z + 1)} \\ q_1 &= \operatorname{sgn}(o_z - a_y) \frac{1}{2} \sqrt{(n_x + o_y + a_z + 1)} \\ q_2 &= \operatorname{sgn}(a_x - n_z) \frac{1}{2} \sqrt{(-n_x + o_y - a_z + 1)} \\ q_3 &= \operatorname{sgn}(n_y - o_x) \frac{1}{2} \sqrt{(-n_x - o_y + a_z + 1)} \end{aligned} \quad (22)$$

Para comparar los cuaterniones de entrada con los calculados, solo hay que tener en cuenta los signos ya que $q = -q$.

Se compararán los signos de alguno de los 4 elementos del cuaternio que sea distinto de cero, y en caso que el signo sea distinto, se cambiará el signo de todos los elementos de uno de los dos cuaterniones.

Debido al bajo coste computacional del cálculo de actitud, se diseña un experimento factorial completo con los siguientes factores:

- Pitch -90:10:90deg (19 niveles)
- Roll -90:10:90deg (19 niveles)
- Yaw -180:10:180deg (37 niveles)

Lo que resulta en un total de 13357 combinaciones posibles que cubren todo el espacio, y específicamente todas las combinaciones que pueden provocar problemas numéricos en el algoritmo.

La Tabla 11 muestra un resumen de los errores calculados como la diferencia de componentes entre el cuaternio calculado con las posiciones de entrada del algoritmo (q_i) y el cuaternio de salida del algoritmo (q_o):

	$ q_{i,0} - q_{o,0} $	$ q_{i,1} - q_{o,1} $	$ q_{i,2} - q_{o,2} $	$ q_{i,3} - q_{o,3} $
Promedio	1.09E-06	1.59E-06	1.60E-06	1.26E-06
Desviación estándar	5.60E-06	8.54E-06	8.65E-06	7.33E-06
Máximo	1.22E-04	1.23E-04	1.22E-04	1.23E-04
Mínimo	0	0	0	0

Tabla 11 Errores en el cálculo del algoritmo de actitud

Se considera validado el algoritmo de cálculo de actitud ya que los errores son negligibles.

5.2 Medida de los retrasos del cálculo de actitud

Los receptores GNSS generan una serie de mensajes referenciados a una época (instante de tiempo determinado).

Con la configuración usada en el proyecto, los receptores funcionan a 5Hz, lo que significa que cada 200ms se generarán todos los mensajes seleccionados.

Como los mensajes se mandan en serie uno detrás de otro, hay que definir el instante de tiempo al que hacen referencia. Esto se puede observar con la señal de Timepulse, que son una serie de pulsos que se generan a la misma frecuencia de funcionamiento que los receptores. El instante de referencia de los mensajes de cada época corresponde al flanco de subida de la señal Timepulse, tal como se describe en la Figura 34.

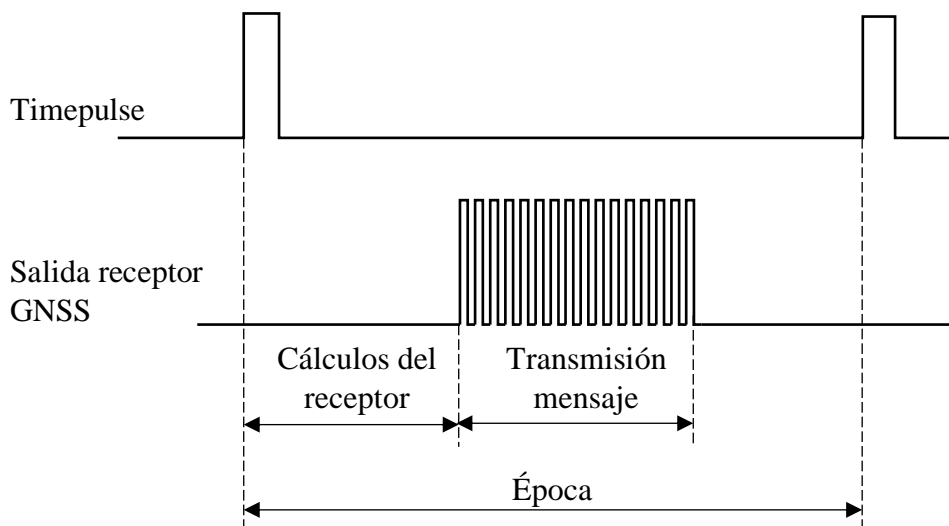


Figura 34 Secuencia temporal de los mensajes generados por los receptores GNSS utilizados en el proyecto

Para validar que el sistema es capaz de leer, procesar y generar el mensaje de actitud y posición en tiempo real, se ha usado un analizador lógico conectado a:

- UART1 del microcontrolador = UART1 del receptor 2
- UART2 del microcontrolador = UART1 del receptor 3
- UART3 del microcontrolador
- Timepulse del receptor 2
- Timepulse del receptor 3

En la Figura 35 se observa una captura de 1s donde se pueden observar las 5 épocas generadas por cada receptor GNSS, así como los 5 mensajes de salida del microcontrolador.

Las señales de Timepulse entre los dos receptores están ¹sincronizadas ya que están conectados ambos a la base móvil (receptor 1).

En la misma figura se puede observar como el receptor 1 tarda más en transmitir los mensajes ya que éste tiene el mensaje NMEA-GGA adicional (respecto el receptor 2).



Figura 35 Captura de las señales de entrada/salida del microcontrolador

Para validar que el sistema puede funcionar en tiempo real se tienen que cumplir que la suma de:

- Tiempo de generación de mensajes del receptor
- Tiempo de transmisión de mensajes del receptor
- Tiempo de cálculo de microprocesador
- Tiempo de transmisión del mensaje generado

Tiene que ser inferior a la duración de una época, en este caso 200ms.

En la Figura 36 se puede observar el detalle de los tiempos descritos anteriormente para una época. En la parte izquierda de la figura se pueden ver las fuentes de las señales y en la parte derecha los marcadores de tiempo.

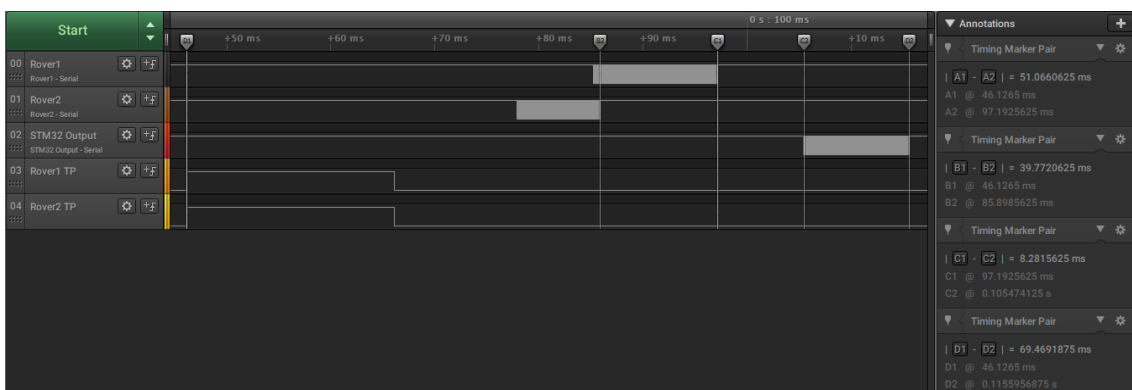


Figura 36 Detalle de los tiempos de transmisión/generación de mensajes

El receptor 1 tarda 51.06ms en generar y transmitir los mensajes.

El receptor 2 tarda 39.77ms en generar y transmitir los mensajes.

¹ La resolución máxima del analizador lógico utilizado es de 1µs.

El microprocesador empieza a realizar los cálculos cuando los mensajes del receptor 1 y 2 han terminado (UBX-EOE) en el instante relativo 51.06ms. Tarda 8.28ms en terminar los cálculos y empezar a transmitir el mensaje de salida, que se termina de transmitir completamente 69,47ms después del flanco de subida del Timepulse de los receptores.

Estos tiempos se corresponden a la captura de la Figura 36 y pueden variar ligeramente entre épocas, aunque son muy parecidos.

De los 200ms que dura una época, el sistema tarda menos de la mitad en hacer todos los cálculos y transmitir la información, con lo que se considera validado este punto.

5.3 Precisión y exactitud de las medidas en una configuración estática

Para realizar esta validación se han instalado las antenas en distintas configuraciones ortogonales (ver Tabla 12, Figura 37 y Figura 38).

Partiendo de una configuración ortogonal de las antenas paralela al suelo, donde 1-2 apunta al Norte y 1-3 al Este, el primer ángulo a aplicar es el de yaw, girando toda la configuración sobre el plano horizontal en sentido horario (mirando desde arriba) hasta que 1-2 esté en la dirección final. El segundo ángulo a aplicar es el de pitch, girando todo el sistema alrededor del eje 1-3 hasta que la antena 2 esté en la posición final. El último ángulo a aplicar es el de roll, girando el sistema alrededor del eje 1-2 hasta que la antena 3 esté en la posición final.

Los resultados que se muestran a continuación no tienen ningún tipo de postprocesado, solo se han recortado las series temporales de cada configuración a 60s (300 muestras) para que la duración sea la misma.

Las distancias entre antenas son aproximadas ya que se han medido a mano.

Configuración	Distancia antena receptor 1-2 [m]	Distancia antena receptor 1-3 [m]	Ángulo vector 2-1 y 3-1 [deg]
A	6.2	6.2	90
B	5.8	5.8	90
C	5.4	5.4	90
D	5.0	5.0	90
E	4.6	4.6	90
F	4.2	4.2	90
G	3.8	3.8	90
H	3.4	3.4	90
I	3.0	3.0	90
J	2.6	2.6	90
K	2.2	2.2	90
L	1.8	1.8	90
M	1.0	1.0	90
N	0.4	0.4	90

Tabla 12 Configuración de las antenas para las pruebas estáticas



Figura 37 Configuración A de las antenas para las pruebas estáticas



Figura 38 Configuración N de las antenas para las pruebas estáticas

En la Figura 39 se puede ver como la desviación estándar disminuye a medida que la distancia entre antenas aumenta tal como se podía esperar.

Dado que las antenas están en una configuración ortogonal de igual longitud, cabe esperar que la desviación estándar de los ángulos de pitch y roll sean parecidos, como se puede ver en la Figura 39.

El ángulo de yaw presenta una desviación estándar menor en cada configuración. Este comportamiento tiene sentido ya que, en todas las configuraciones, el ángulo de pitch es cercano a cero y el yaw se calcula como la proyección de la antena del receptor 2 sobre el plano horizontal, lo que hace que la variabilidad de las medidas de este receptor en el eje vertical no afecte a la medida de yaw.

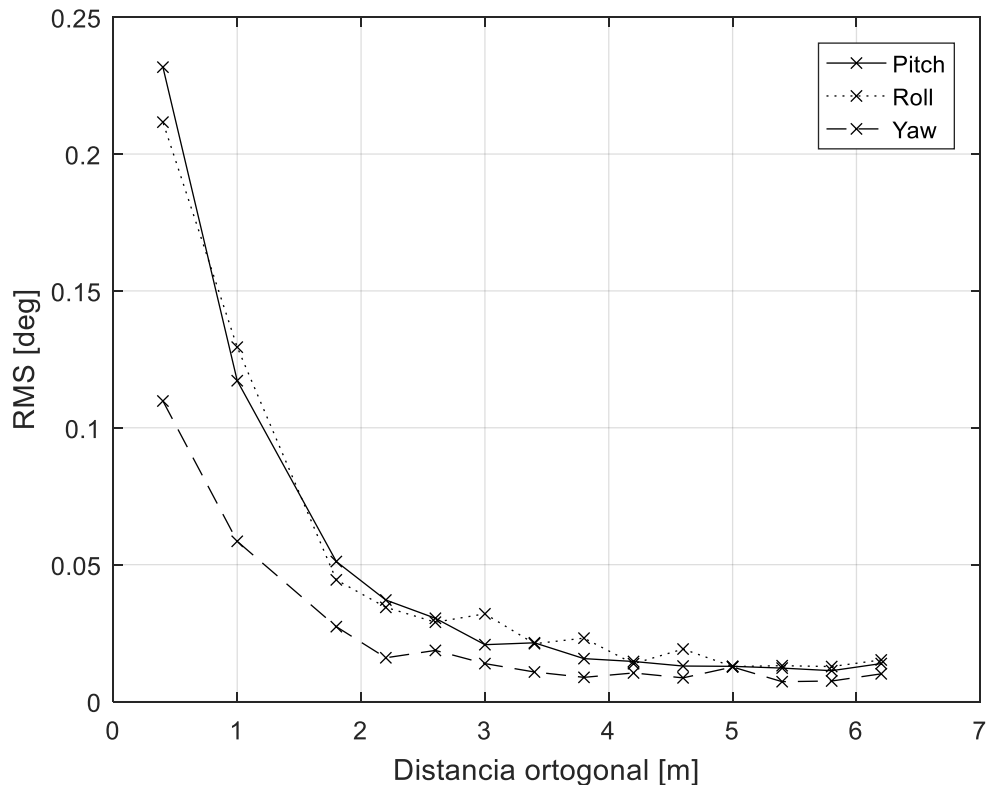


Figura 39 Desviación estándar del error de actitud en función de la distancia ortogonal entre antenas

En la Figura 41 se puede ver el promedio de los 3 ángulos que definen la actitud del sólido (faldón del tejado) para todas las configuraciones.

A los ángulos de roll y yaw se les ha añadido un offset para facilitar la visualización de los tres ángulos en una sola figura.

El offset del roll es de 14deg, que se corresponde a la pendiente del tejado, que es de un 25%.

El offset de yaw se corresponde a la orientación de la cumbrera del tejado, que está 33 grados respecto el Norte (ver Figura 40).



Figura 40 Imagen satelital del tejado donde se realizan las pruebas estáticas

El valor medio de todas las configuraciones es muy parecido y hay que tener en cuenta dos fuentes de errores no asociadas al sistema que pueden afectar estas medidas:

- Las antenas de los receptores 2 y 3 se colocaban a mano para cada configuración.
- El tejado no forma un plano perfecto debido a los errores en la construcción y la flexión de los elementos estructurales como se puede ver en la Figura 42.

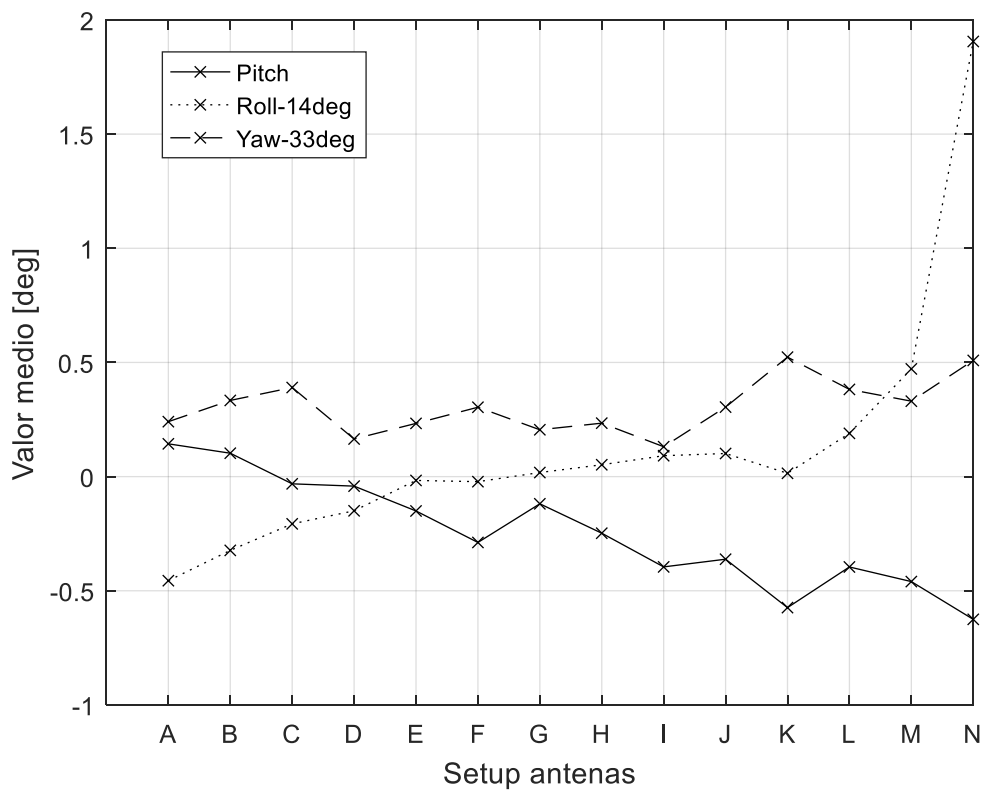
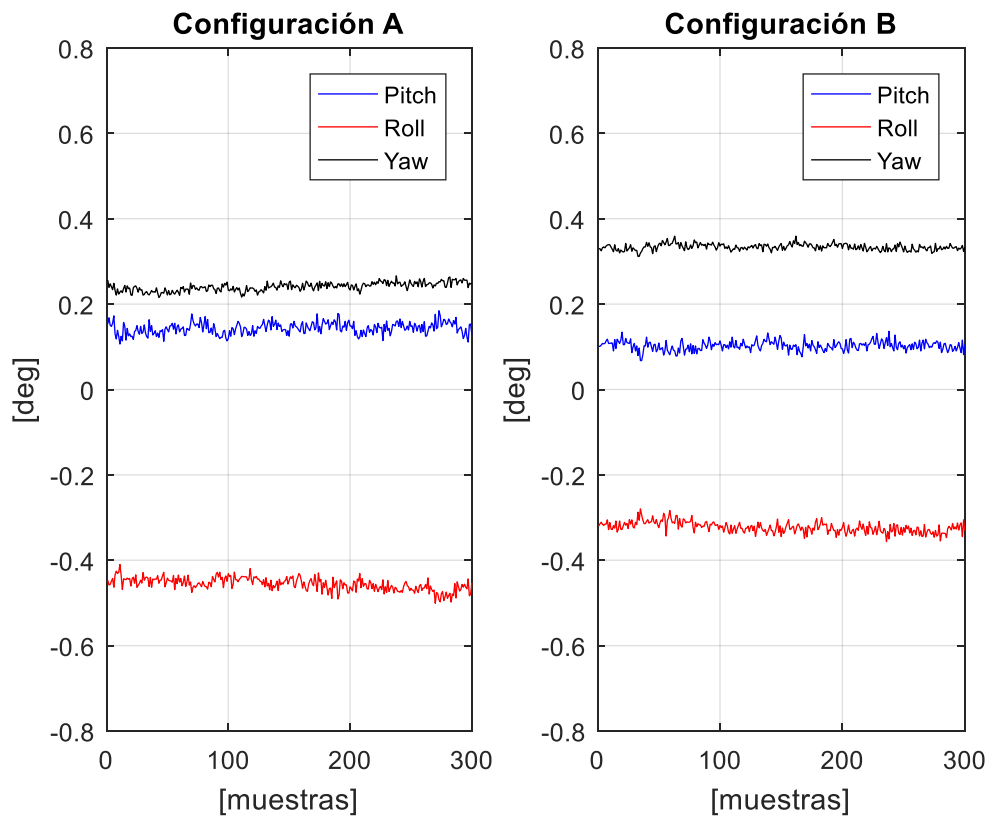


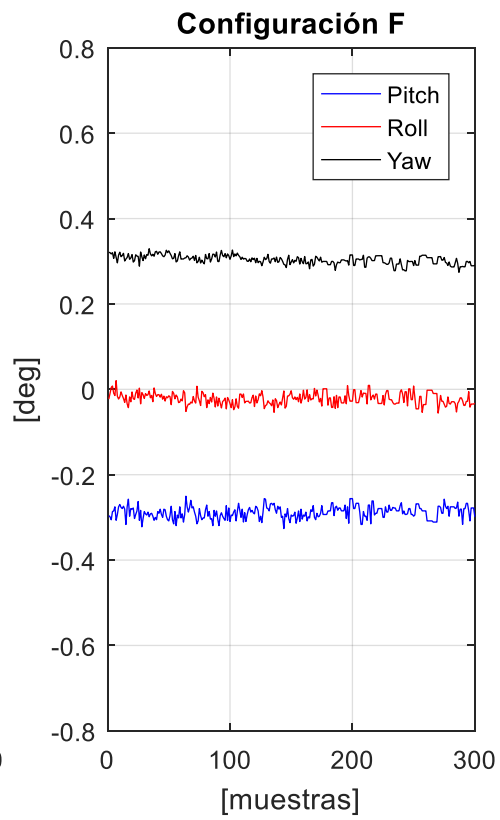
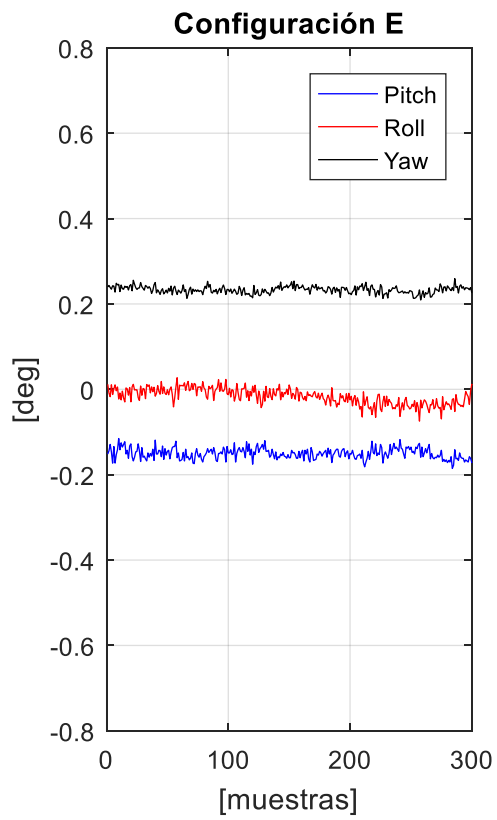
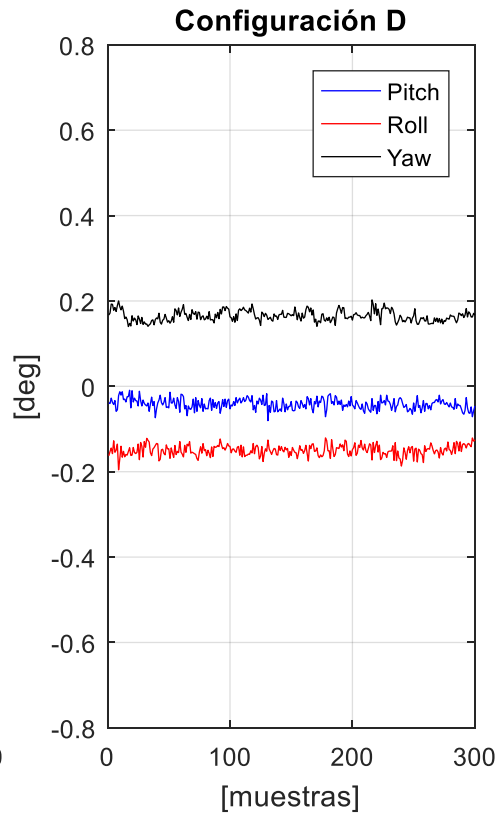
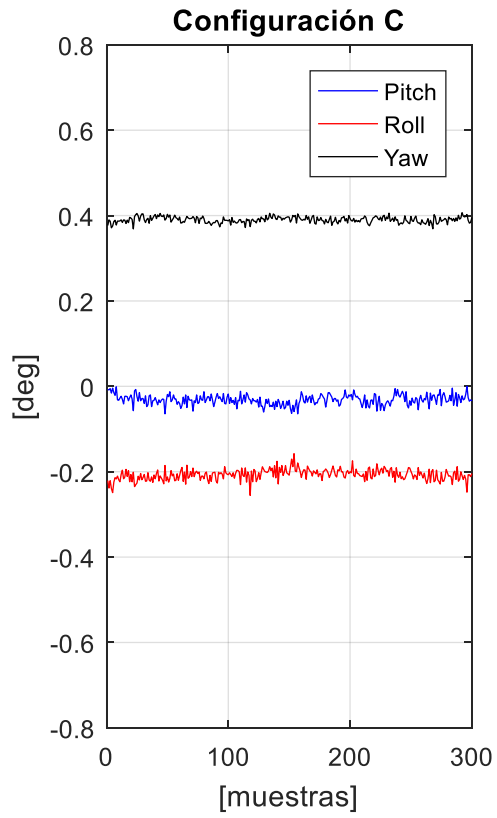
Figura 41 Promedio de actitud en función de la configuración ortogonal de las antenas

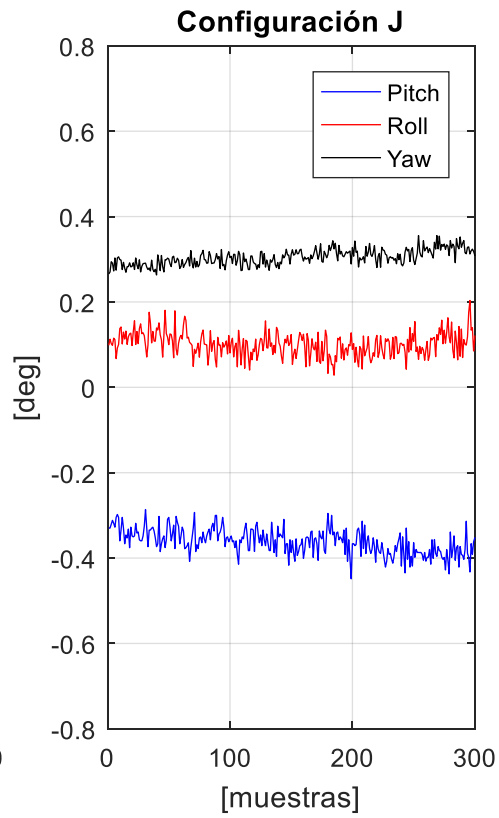
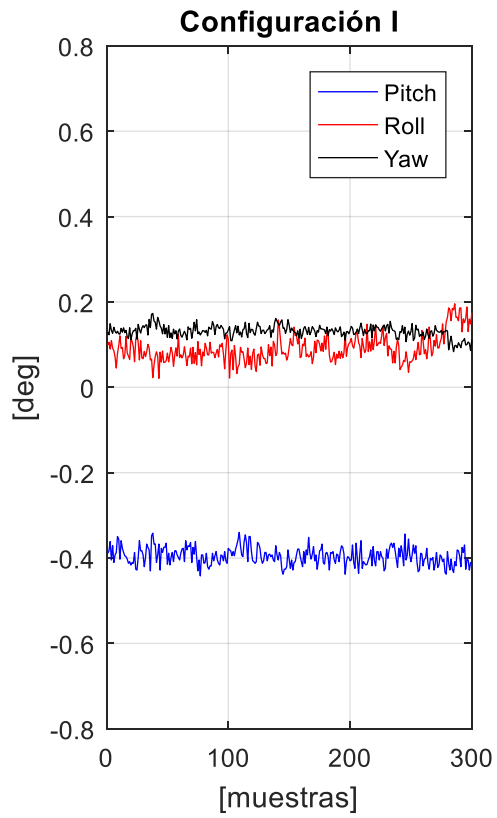
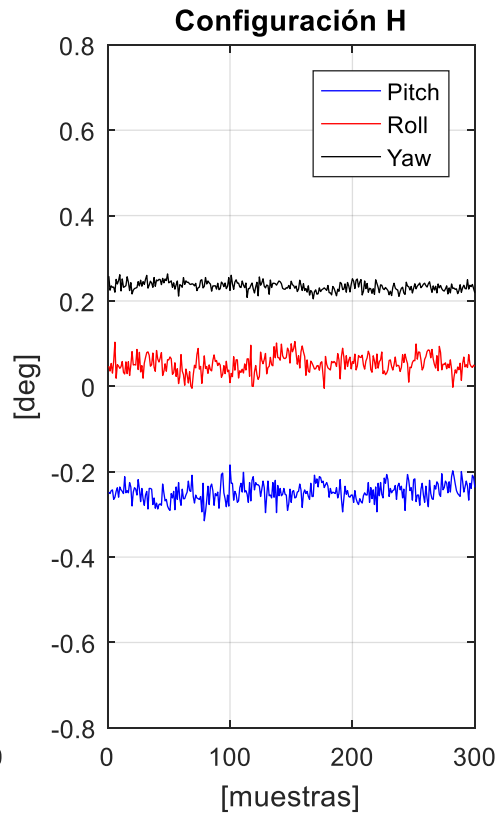
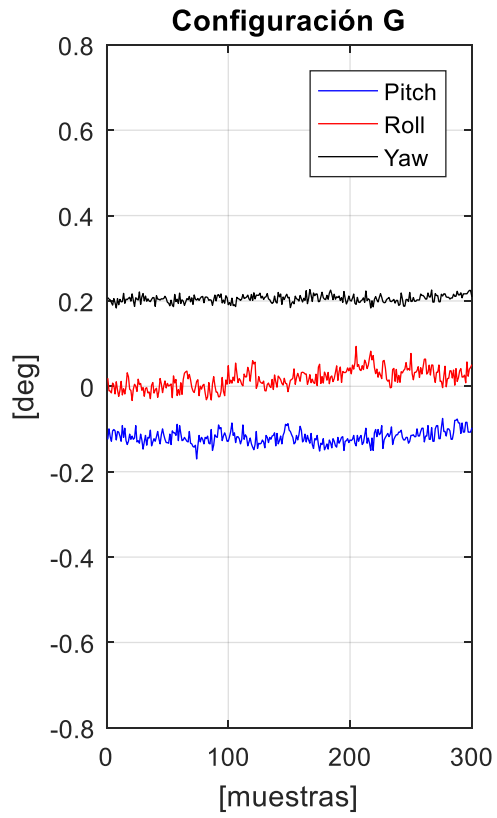


Figura 42 Detalle de las irregularidades del faldón del tejado

En la Figura 43 se muestran las series temporales de los tres ángulos para cada configuración. Se ha usado el mismo escalado en el eje y (excepto en la configuración N) para apreciar mejor el cambio en la desviación estándar de las medidas.







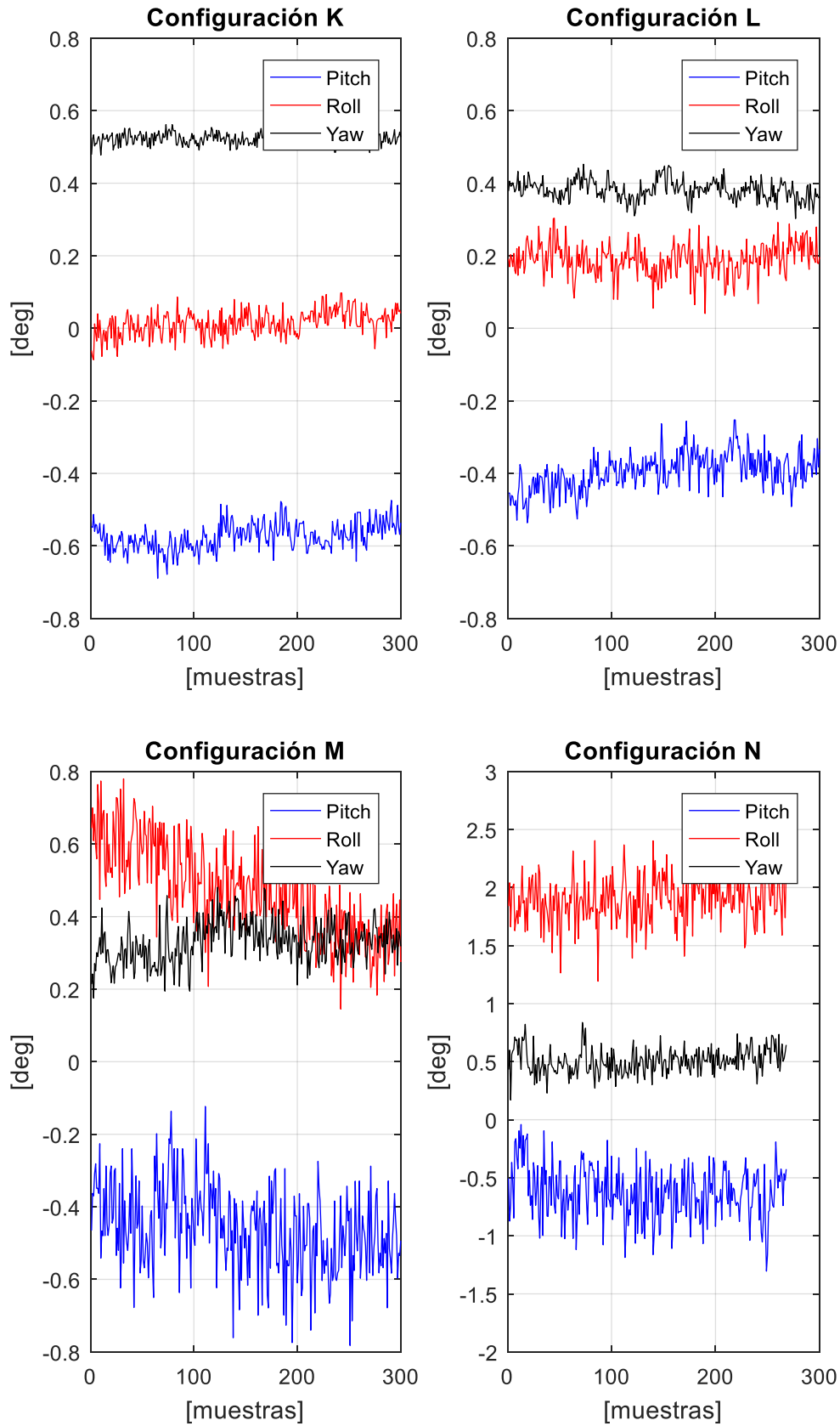


Figura 43 Series temporales de la actitud calculada para cada configuración

5.4 Robustez del algoritmo en configuraciones no ortogonales

El algoritmo descrito en la sección 4.3.3 está diseñado para que funciona en configuraciones no ortogonales, con el único requisito que las tres antenas no pueden estar alineadas.

Para validar esta característica del algoritmo se han utilizado las configuraciones descritas en la Tabla 13.

Configuración	Distancia antena receptor 1-2 [m]	Distancia antena receptor 1-3 [m]	Ángulo vector 2-1 y 3-1 [deg]
A	4.6	4.6	90
B	4.6	4.6	60
C	4.6	4.6	40
D	4.6	4.6	19

Tabla 13 Configuración de las antenas para las pruebas estáticas de robustez

Los ángulos de cada configuración se han calculado manualmente con las posiciones grabadas de cada receptor.

En la Figura 44 se puede ver una de las configuraciones no ortogonales donde los vectores de las antenas 1-2 y 1-3 forman un ángulo de 60deg.



Figura 44 Configuración B de las pruebas estáticas no ortogonales

Los resultados que se muestran a continuación no tienen ningún tipo de postprocesado, solo se han recortado las series temporales de cada configuración a 60s (300 muestras) para que la duración sea la misma.

En la Figura 45 se puede ver como la desviación estándar de los ángulos de pitch y yaw se mantiene constante entre configuraciones ya que las antenas de los receptores 1 y 2 son siempre las mismas.

En cambio, la desviación estándar del ángulo de roll aumenta a medida que la antena del receptor 3 se aproxima a la del receptor 2.

Los valores de la Figura 45 se corresponden a los observados en la Figura 39.

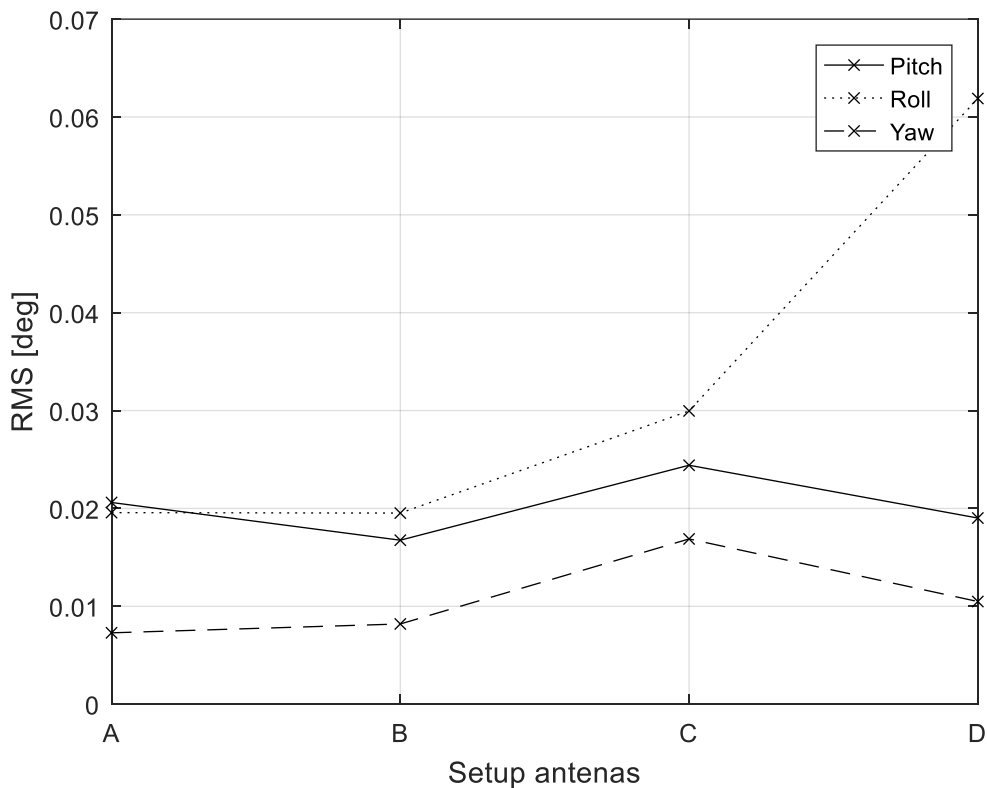


Figura 45 Desviación estándar del error de actitud en función de la configuración no ortogonal de las antenas

En la Figura 46 se puede ver como el valor medio de los tres ángulos no depende de la posición de la antena 3, más allá de los errores debidos a la irregularidad de la superficie donde se han realizado las pruebas que se observan en el ángulo de roll.

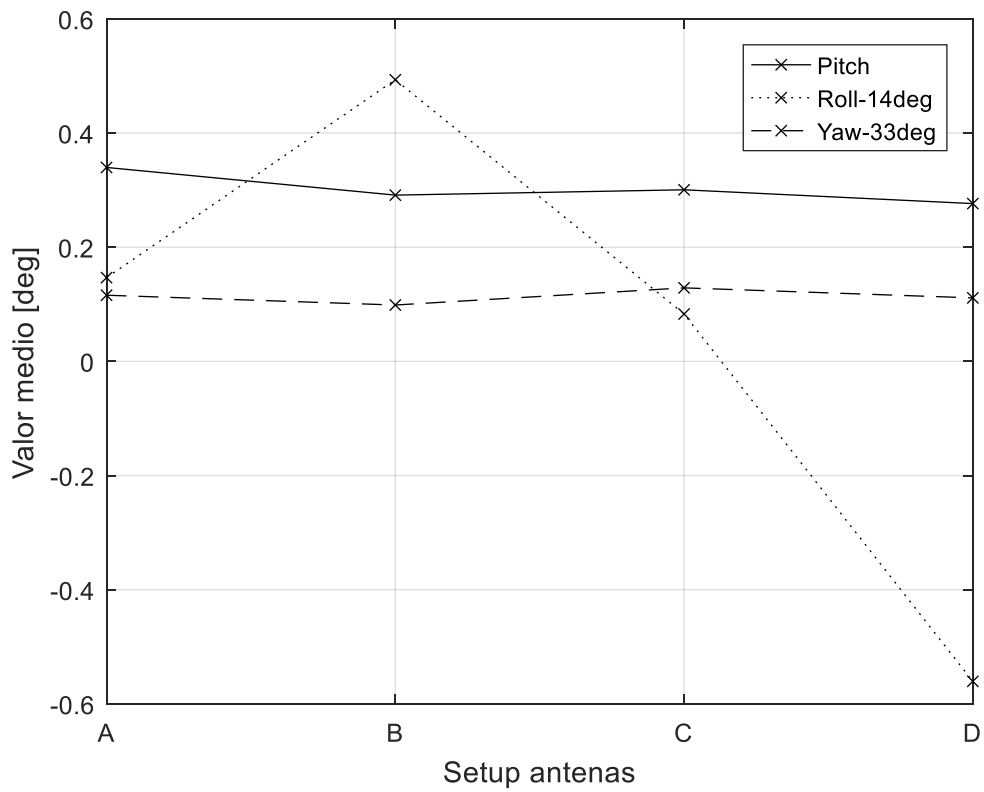


Figura 46 Promedio de actitud en función de la configuración no ortogonal de las antenas

5.5 Precisión de las medidas en una configuración dinámica

Para realizar esta prueba se instalaron 3 antenas en un coche tal como se puede ver en la Figura 47.



Figura 47 Configuración de las antenas en el vehículo

La distancia entre las antenas de los receptores 1-2 y 1-3 es de 1.5m y 1.1m respectivamente. Los vectores formados por los receptores 1-2 y 1-3 forman un ángulo de 90deg.

Se grabaron datos en un tramo de carretera nacional de unos 4km con buena visibilidad del cielo y sin obstáculos que bloqueasen las señales (puentes cruzando la carretera, indicadores viarios, ...). En la Figura 48 se puede ver el recorrido realizado por el vehículo.

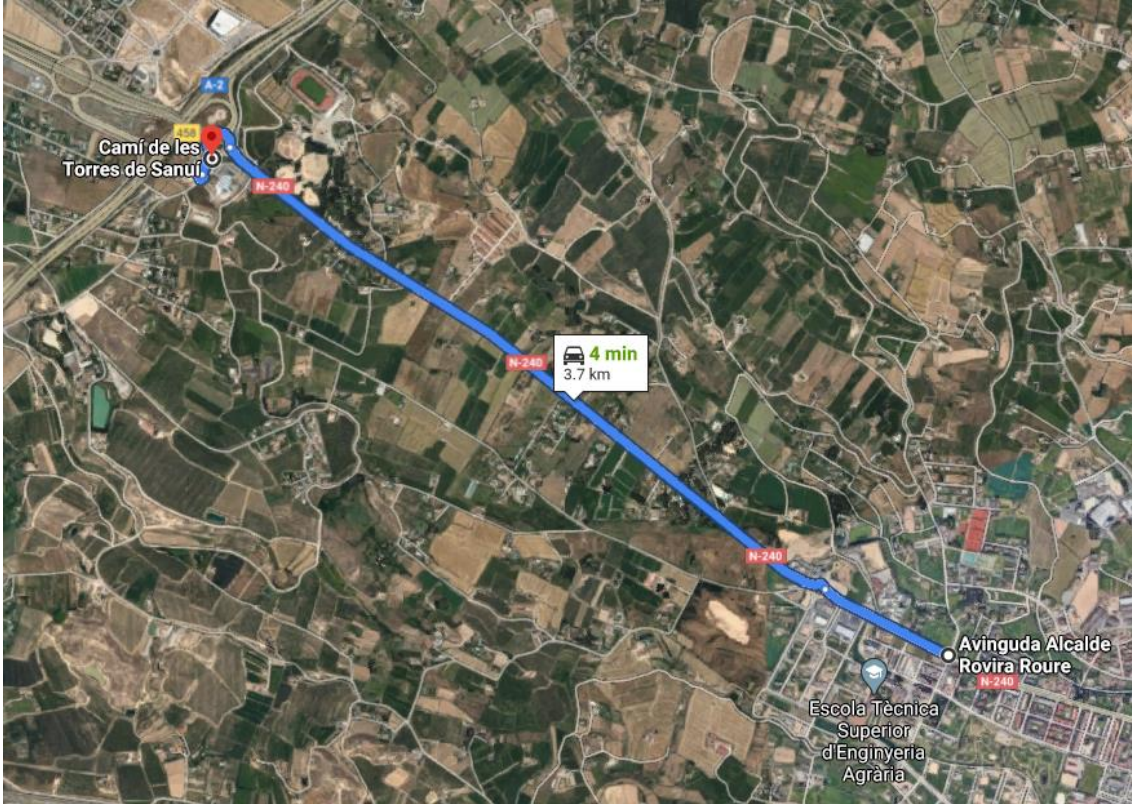


Figura 48 Recorrido de la prueba dinámica

Validar el sistema en un sólido en movimiento presenta la dificultad de tener una referencia fiable con la que comparar los datos. Por este motivo se analizará la variabilidad de las medidas en un tramo donde el sólido intente seguir una trayectoria rectilínea a velocidad constante.

En la Figura 49 se compara el ángulo de yaw calculado por el sistema con el ángulo de la trayectoria del vehículo, calculado de la siguiente forma:

$$Yaw_{t=i} = atan2((lon_{i+1} - lon_{i-1})lonX_i, (lat_{i+1} - lat_{i-1})latY_i) \quad (23)$$

Se ha invertido el orden de las variables de la función atan2 ya que ésta tiene el ángulo 0 sobre el eje X mientras que yaw=0 es para el eje Y (latitud).

Para calcular el ángulo, hay que transformar los diferenciales de latitud y longitud a distancias euclídeas con la siguiente transformación (Snyder, 1987):

$$\begin{aligned} lonX_i &= 111412.84 \cos(lat_i) - 93.5 \cos(3lat_i) + 0.118 \cos(5lat_i) \\ latY_i &= 111132.92 - 559.82 \cos(lat_i) + 1.175 \cos(4lat_i) - 0.0023 \cos(6lat_i) \end{aligned} \quad (24)$$

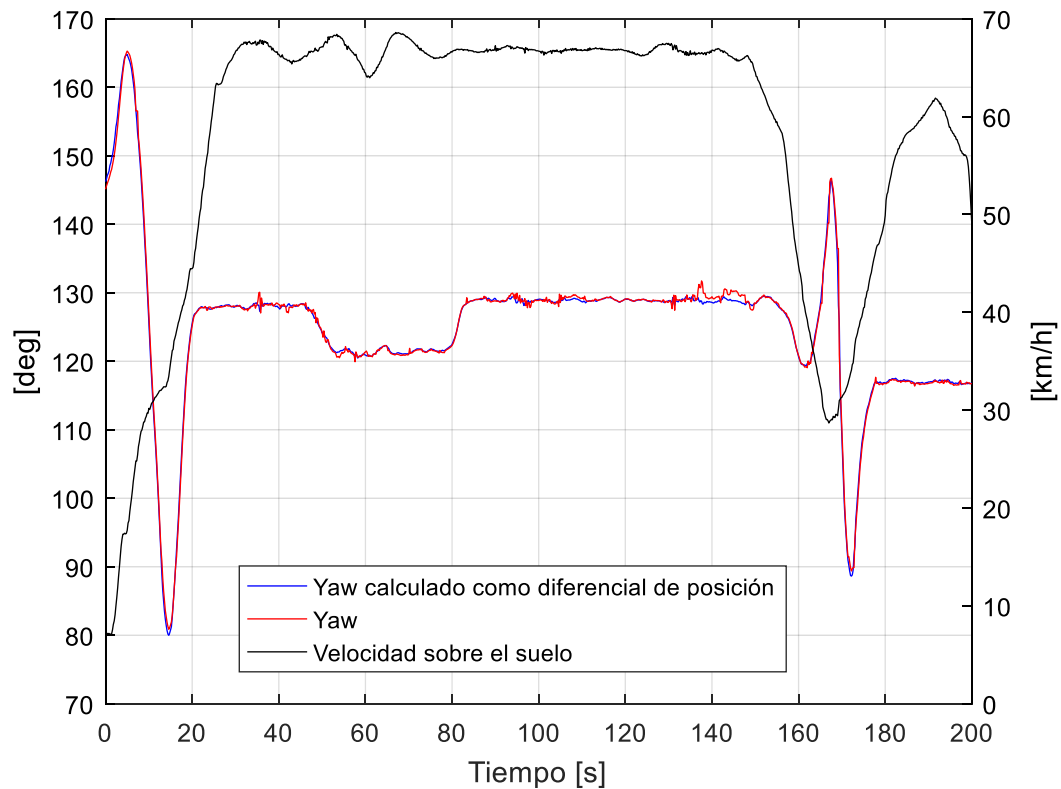


Figura 49 Velocidad y ángulo de yaw durante la prueba dinámica

Se observa una buena correspondencia entre el ángulo de la trayectoria del vehículo y el ángulo de yaw, incluso en las dos rotondas (segundo 10 y 170).

En la Figura 50 se muestran los ángulos de pitch y roll y la altura en el mismo intervalo de tiempo que la figura anterior.

En la mayor parte del trayecto, el vehículo está en una ligera bajada, perdiendo unos 35m en 4km, hecho que se observa en el pitch, que tiene un valor negativo excepto en dos pequeños tramos en que la pendiente de la carretera es positiva.

El roll del vehículo tiene siempre un ángulo positivo alrededor de 1deg, este valor puede deberse a un error en la instalación manual de la antena, a una distribución de pesos no simétrica en el vehículo o a la inclinación de la calzada por drenaje longitudinal.

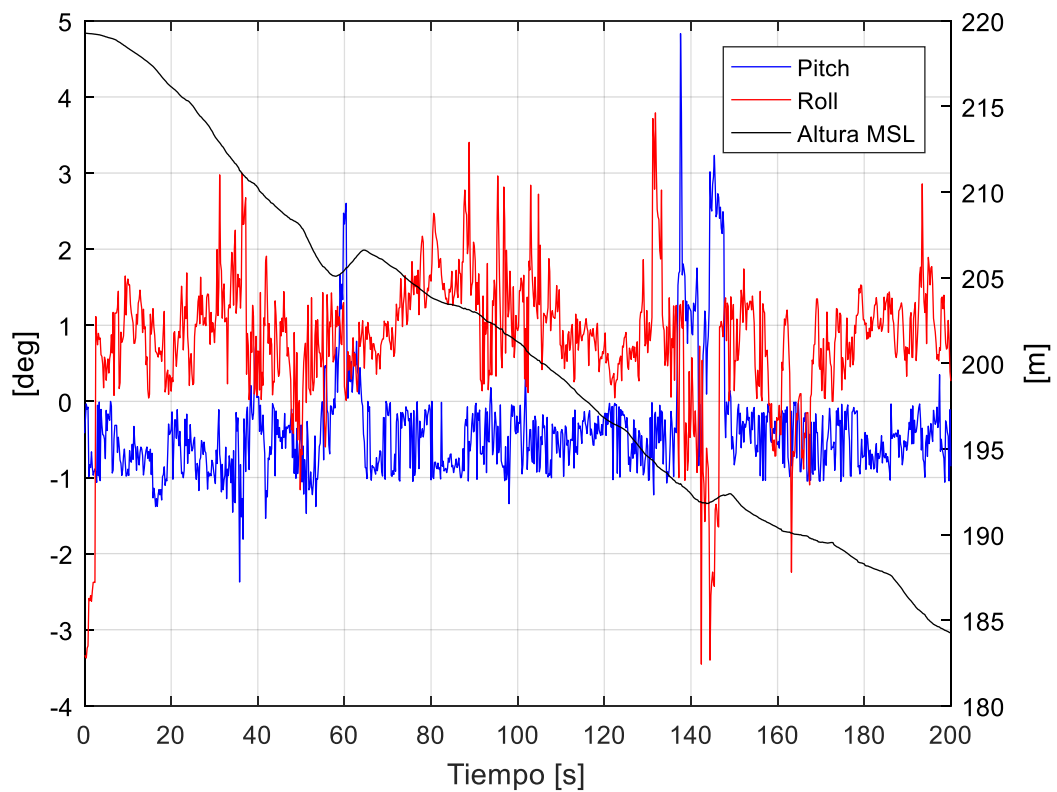


Figura 50 Altura y ángulos de pitch y roll durante la prueba dinámica

La Tabla 14 muestra las desviaciones estándar de los tres ángulos para el intervalo de tiempo de la muestra, que se ha recortado al intervalo 90-130s porque es el único tramo con pendiente constante y sin cambios en el ángulo de yaw.

	Pitch	Roll	Yaw
RMS [deg]	0.295	0.459	0.338

Tabla 14 Desviación estándar de los ángulos de Euler en configuración dinámica

Teniendo en cuenta la distancia entre antenas en el vehículo, estos resultados son del mismo orden de magnitud que los mostrados en la Figura 39 donde el sistema estaba estático.

6 CONCLUSIONES Y LÍNEAS DE TRABAJO FUTURO

En este proyecto se ha analizado la viabilidad para usar la tecnología GNSS RTK para el cálculo de actitud de un sólido estático y dinámico.

El precio del material usado (sin contar las horas de desarrollo) a fecha de redacción del proyecto es de unos 700€ y se espera que esta tecnología reduzca su coste a medida que se vaya popularizando.

La precisión de las medidas en las pruebas realizadas confirma que la aplicación de esta tecnología está justificada, presentando las siguientes ventajas:

- No requiere calibraciones.
- Sistema autónomo sin necesidad de correcciones externas.
- Precio muy bajo por la precisión reportada en comparación con las otras tecnologías analizadas.
- Tecnología sin restricciones de exportación.
- La precisión del sistema se puede aumentar aumentando la separación entre antenas (a partir de 10m de cable entre antena y receptor será necesario instalar amplificadores de señal o cables especiales).
- Variables tipo HDOP, el número de satélites usados en el cálculo de posición o el tipo de Fix se pueden usar para validar o descartar las medidas del sistema.
- La dinámica del vehículo (<4G) no afecta las medidas

Por otro lado, hay ciertas limitaciones:

- Frecuencia de datos baja respecto otras tecnologías.
Existen receptores GNSS RTK que funcionan hasta 100Hz aunque su precio es más elevado.
- Necesidad de funcionar al aire libre con buena visibilidad del cielo.
- No válido para sistemas ligeros y de tamaño reducido ya que las antenas necesitan un mínimo de distancia.

En resumen, este sensor es ideal para instalarse en aviones, barcos o sistemas de transporte donde se pueda aprovechar la instalación de las antenas lo más separadas posible. Idealmente este sensor se utilizará en estimadores conjuntamente con otros sensores.

Líneas trabajo futuras:

- Validación del sistema en configuración dinámica con IMU de alta precisión.
- Validación del sistema y su degradación en condiciones de alta dinámica (>4G).
- Pasar de prototipo a producto comercial.

BIBLIOGRAFIA

- Ahmad, N., Ghazilla, R. A., Khairi, N. M., & Kasi, V. (2013). Reviews on Various Inertial Measurement Unit. *International Journal of Signal Processing Systems Vol. 1, No. 2, 7*.
- Barrientos, A., Peñín, L. F., Balaguer, C., & Aracil, R. (2007). *Fundamentos de robótica*. McGraw-Hill/Interamericana de España, S.A.U.
- Blewitt, G. (1989). Carrier Phase Ambiguity Resolution for the Global Positioning System Applied to Geodetic Baselines up to 2000 km. *Journal of Geophysical Research*, 10187-10203.
- Boriskin, A., Kozlov, D., & Zyryanov, G. (2012). The RTCM Multiple Signal Messages: A New Step in GNSS Data Standardization. *Proceedings of the 25th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation*, 2947-2955.
- Brunetti, F., Moreno, J., Ruiz, A., Rocon, E., & Pons, J. (2006). A new platform based on IEEE802.15.4 wireless inertial sensors for motion capture and assessment. *Annual International Conference of the IEEE Engineering in Medicine and Biology Society. IEEE Engineering in Medicine and Biology Society*.
- Henderson, D. M. (1977). *Euler Angles, Quaternions, and Transformation Matrices*. NASA.
- Hughes, N. (2017). Quaternion to/from Euler Angle of Arbitrary Rotation Sequence & Direction Cosine Matrix Conversion Using Geometric Methods.
- Im, S., Hurlebaus, S., & Kang, Y. (2013). Summary Review of GPS Technology for Structural Health Monitoring. *Journal of Structural Engineering*, 1653-1664.
- J. Delporte, F. M. (2008). GPS Carrier-Phase Time Transfer Using Single-Difference Integer Ambiguity Resolution. *International Journal of Navigation and Observation*.
- King, A. D. (1998). Inertial Navigation – Forty Years of Evolution. *GEC REVIEW, VOL. 13, NO. 3*, 140-149.
- Kumar, G., Rao, G., & Kumar, M. (2013). GPS Signal Short-Term Propagation Characteristics Modeling in Urban Areas for Precise Navigation Applications. *Positioning*, 192-199.
- Maxino, T. C. (2006). *The Effectiveness of Checksums for Embedded Networks*. Pittsburgh.
- Middlestead, R. W. (2017). *Digital Communications with Emphasis on Data Modems: Theory, Analysis, Design, Simulation, Testing, and Applications*. New Jersey: John Wiley & Sons.
- Novatel Inc. (2015). *Chapter 4 - GNSS Error Sources*. Obtenido de Novatel: <https://www.novatel.com/an-introduction-to-gnss/chapter-4-gnss-error-sources/>

- Qazizada, M., & Pivarciova, E. (2016). Mobile Robot Controlling Possibilities of Inertial Navigation System. *Procedia Engineering*, 404-413.
- Ren, D., Wu, L., Yan, M., Cui, M., You, Z., & Hu, M. (2009). Design and Analyses of a MEMS Based Resonant Magnetometer. *Sensors*, 6951-6966.
- Rubinov, E., Collier, P., Fuller, S., & Seager, J. (2020). Review of GNSS Formats for Real-Time Positioning.
- Snyder, J. (1987). Map Projections--A Working Manual. *USGS Professional Paper 1395*.
- Tang, X., He, X. F., Ferreira, V., & Zhou, A. J. (2014). A Procedure for Ambiguity Fixing with Dual-Frequency Phase and Code Observations. *Arabian journal for science and engineering*, 287-294.
- Teunissen, P. (2003). Theory of carrier phase ambiguity resolution. *Wuhan University Journal of Natural Sciences*, 471-484.
- Tomaszewski, D., Rapinski, J., & Renata, P.-M. (2017). Concept of AHRS Algorithm Designed for Platform Independent Imu Attitude Alignment. *Reports on Geodesy and Geoinformatics VOL. 104*, 33-47.
- Wang, L., Zhang, Z., & Sun, P. (2015). Quaternion-Based Kalman Filter for AHRS Using an Adaptive-Step Gradient Descent Algorithm. *International Journal of Advanced Robotic Systems*.

LISTADO DE ABREVIATURAS

AHRS	Attitude and Heading Reference System
CRC	Cyclic Redundancy Check
DMA	Direct Memory Access
DOF	Degree of freedom
EOE	End Of Epoch
FOG	Fiber Optic Gyroscope
GNSS	Global Navigation Satellite System
HDOP	Horizontal Dilution Of Precision
ICBM	Intercontinental Ballistic Missile
ICGC	Institut Cartogràfic i Geològic de Catalunya
IGN	Instituto Geográfico Nacional
IMU	Inertial Measurement Unit
MEMS	Microelectromechanical systems
MSL	Mean Sea Level
MSM	Multiple Signal Messages
NED	North East Down
NMEA	National Marine Electronics Association
NTRIP	Networked Transport of RTCM via Internet Protocol
NVIC	Nested Vectored Interrupt Controller
PIGA	Pendulous Integrating Gyroscopic Accelerometer
PPK	Post Processed Kinematic
PPP	Precise Point Positioning
RINEX	Receiver Independent Exchange Format
RTK	Real Time Kinematic
RLG	Ring Laser Gyroscope
RMS	Root Mean Square
RTCM	Radio Technical Commission for Maritime Services
SBAS	Satellite Based Augmentation System
UART	Universal Asynchronous Receiver-Transmitter