



4^{to} Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



PLATAFORMA DE VUELO AUTÓNOMA: MODELADO, DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DEL CONTROL DE VUELO

E. H. Prato^a, R. C. Bruña^a

^a *Facultad de Ingeniería, Universidad de Buenos Aires Av. Paseo Colón 850 (C1063ACV) CABA, Argentina.*
<http://www.fi.uba.ar>

Palabras claves: Control, Guiado, Navegación, Autopiloto, UAV

Resumen

El proyecto “Plataforma de Vuelo Autónoma: Modelado, Diseño e Implementación del Control de Vuelo” refiere al desarrollo de hardware base, a la integración operativa de sensores específicos, a la programación embebida, y al desarrollo de software orientados a resolver el control, el guiado y la navegación de una aeronave según trayectoria prefijada. La motivación responde a la provisión de electrónica de navegación y control de desarrollo nacional, sin las restricciones impuestas por soluciones comerciales, parcialmente cerradas y acotadas en prestaciones.

Se desarrolló el hardware necesario para el vuelo, teniendo en cuenta el reducido tamaño disponible y las exigencias de cálculo y conectividad necesarias. Se integraron satisfactoriamente los algoritmos de guiado, navegación y control. A su vez se le otorgó al sistema la capacidad de simulación mediante Hardware-in-the-Loop (HIL), permitiendo el ajuste y la validación en la etapa de desarrollo. Se modeló la planta específica mediante herramientas de cálculo y se diseñó una aplicación para la interacción HIL. Finalmente se instrumentó una aeronave de ala fija de pequeño tamaño y un puesto de control terreno para la interacción con el usuario. Separadamente del autopiloto, el sistema cuenta con la capacidad de almacenamiento de los datos de vuelo, enlace de telemetría, enlace de video y de radiocontrol.

Se verificaron los objetivos propuestos, y se concluye que tanto la estrategia de control como la de guiado cumplen con los requerimientos necesarios para el mando de una aeronave no tripulada. En tanto a los algoritmos de navegación se concluye que si bien presentan un desempeño esperado, es optimizable en términos de consumo de recursos. Finalmente el hardware desarrollado presenta resultados satisfactorios y prometedores, permitiendo el diseño de diferentes estrategias de control, guiado, y navegación.

1. INTRODUCCIÓN

Un Sistema de Vuelo Autónomo (AFS por sus siglas en inglés) es esencial para el guiado de aeronaves sin asistencia humana durante largas rutas de vuelo. Este tipo de sistemas ha sido utilizado durante años en aviación permitiendo reducir la carga de trabajo del piloto y dándole la oportunidad de dedicar sus esfuerzos a otras tareas. Al mismo tiempo los modernos sistemas aéreos no tripulados (UAS) requieren de un sistema de vuelo capaz de guiar a la aeronave por una ruta pre-definida o ejecutar maniobras sobre la planta en caso que exista una emergencia abordo o pérdida de comunicación con la estación terrena.

El uso de las Aeronaves no Tripuladas (UAV) ha aumentado drásticamente en los últimos años. Los usos de los UAVs son varios y de distintas naturalezas, como por ejemplo aplicaciones de defensa, monitoreo de bosques para detección temprana de incendios, misiones de búsqueda y rescate, monitoreo y detección de polución o contaminación, fotografiado multiespectral en el sector agrícola, entre otras. El interés por estos sistemas se ha incrementado recientemente debido al desarrollo para tareas tanto civiles como orientadas a la defensa, de UAVs con una envergadura menor a los cuatro metros.

Para el caso general de una aeronave, un sistema de autopiloto o sistema de vuelo es un controlador que compensa las maniobras no deseadas, otorgándole cierto nivel de autonomía a la aeronave. Para poder modificar el comportamiento del sistema es necesario tener conocimiento del sistema original a lazo abierto para ser utilizado como puente entre el mundo real y el modelado matemático. En el caso particular de un UAV las funciones de un autopiloto son aún más desafiantes. Por un lado tiene como función base la estabilización del sistema para superar perturbaciones no deseadas. Por el otro, debe tener la capacidad de ejecutar una misión específica. Esta última capacidad incorpora al autopiloto una exigencia aún mayor a la prevista en las aeronaves en general.

A su vez, los UAVs resultan ser una plataforma ideal para la investigación y desarrollo de las técnicas de control adaptativo, seguimiento de trayectorias, control cooperativo, y control tolerante a fallas.

1.1. Estado del Arte

En la actualidad existe una gran variedad de autopilotos comerciales y militares con las más variadas características y capacidades. Por ejemplo el AP-UAV-1A, un autopiloto de características comerciales orientado al segmento de aeronaves de pequeña envergadura, proporciona la capacidad de despegues y aterrizajes en condiciones específicas y un sistema de planeamiento propio. El VN-100 IMU de características similares al anterior pero con enlace telemétrico incluido, bajo protocolo cerrado. Por último el MP2128-3X de características militares, con redundancia 2-3 y completamente cerrado. Estas soluciones, sólo por nombrar algunas, presentan características muy potentes y prometedoras, pero presentan la gran desventaja de ser soluciones completamente cerradas, tanto en software como en hardware. Más aún, por lo general presentan limitaciones en la etapa de planificación de misión o de especificaciones acotadas para limitar el uso a ciertas tareas.

Para superar dichas fronteras, se presenta este trabajo que intenta ser una solución inicial de diseño y fabricación nacional eliminando las limitaciones de otras plataformas similares en cuanto a prestaciones y capacidades. Tanto el firmware como software fueron desarrollados de manera estructural, permitiendo una rápida modificación o adaptación a una planta particular.

1.2. Motivación

El presente trabajo “Plataforma de Vuelo Autónoma: Modelado, Diseño e Implementación del Control de Vuelo” refiere al desarrollo de hardware base, la integración operativa de sensores específicos, configuración y programación embebida, y el correspondiente desarrollo de software orientados a resolver el control y el guiado de un vehículo o móvil según trayectoria y actitud prefijadas.

La motivación de la realización responde a una necesidad genuina relativa a la provisión de electrónica de navegación y control de desarrollo nacional, sin las restricciones impuestas por soluciones comerciales, parcialmente cerradas y acotadas en cuanto a prestaciones o incapacidad de ser modificadas con fines específicos, con miras a dotar del resultado final a una aeronave no tripulada.

1.3. Objetivos

El objetivo del presente trabajo es el desarrollo de algoritmos de guiado y control para ser utilizados especialmente en sistemas aéreos no tripulados. Se propone la implementación de dichos algoritmos, el desarrollo de hardware específico para esta tarea, integrando sensores de bajo costo y de características comerciales, junto con la integración

del sistema a una planta específica completamente instrumentada para tal fin.

A nivel hardware la plataforma está basada en lógica microcontrolada capaz de interactuar con los sensores, alojar los algoritmos mencionados, y generar las órdenes a los actuadores de la planta para que ésta altere su trayectoria o actitud de acuerdo a la misión prevista y según la solución específica al problema de control implícito asociado a una planta determinada.

Adicionalmente se integrará un enlace de telemetría para lograr interactuar con el puesto de control o *ground station*. Esta interacción permitirá el monitoreo del UAV durante todo el vuelo junto con la capacidad de configurar y programar la misión a ejecutar. Finalmente con el objetivo de validar la plataforma se dispondrá de un puerto de inyección de información ficticia de sensores, permitiendo ensayos de tipo HIL (hardware-in-the-loop) para emulación de comportamiento.

El software no embebido tiene como objetivo recibir información de la plataforma, sea para pruebas en banco o bien en el control de misión mediante enlace telemétrico. Las pruebas de simulación HIL ya mencionadas requieren que el software sea capaz de generar información acelerométrica y giroscópica ficticias, para ensayar los algoritmos y las acciones de control de la plataforma de vuelo accionando la planta o vehículo.

Las contribuciones del presente trabajo se resumen en:

- la integración de los algoritmos en una plataforma de pequeño tamaño y capacidad de cálculo reducida,
- el desarrollo de un modelo matemático de la aeronave que otorgue la capacidad de simulación de los diferentes modos de vuelo,
- la validación del sistema mediante simulación Hardware-in-the-Loop,
- el desarrollo de un estimador que permita la utilización de sensores de bajo costo y de características comerciales,
- el desarrollo de algoritmos de guiado y control que dote al UAV con la capacidad de seguir una ruta prefijada,
- el desarrollo parcial de software de control terreno y la adaptación para software existente,
- la instrumentación de una planta adquirida para el presente trabajo,
- la instrumentación de un puesto terreno que otorgue la capacidad de monitoreo del UAV.

1.4. Flujo de Trabajo

La gran ventaja que exhibe la plataforma propuesta es la estrecha integración entre el hardware/firmware con MATLAB/Simulink. En primer instancia se desarrollará toda la estrategia de Guiado y Control bajo software de simulación. Luego se integrará en el hardware la solución propuesta y se la evaluará mediante simulación Hardware-in-the-Loop. Finalmente se ejecutarán las tareas de autopiloto utilizando los sensores instalados en la plataforma. En la Figura 1 se detalla el flujo de trabajo descrito.

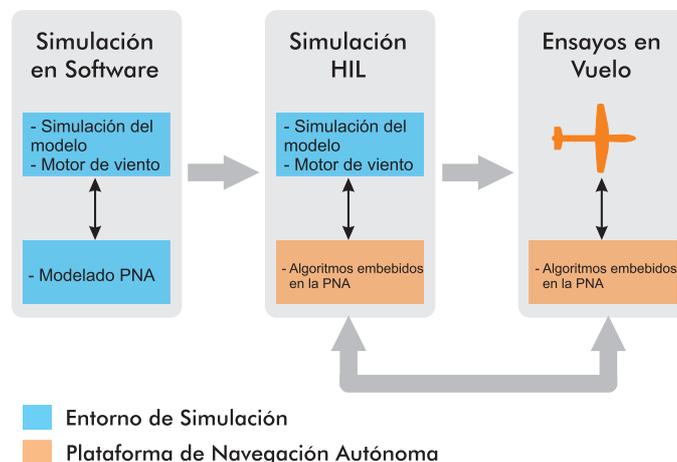


Figura 1: Flujo de trabajo implementado para el desarrollo de la Plataforma de Navegación Autónoma (PNA).

Este flujo de trabajo presenta las siguientes ventajas: por un lado la mayoría de los investigadores se encuentran familiarizados con el entorno MATLAB/Simulink, a su vez permite que el código embebido sea depurado previamente, e implementado en firmware o hardware según la necesidad. Por otro lado, la simulación HIL ofrece la seguridad de un banco de ensayos a la hora de evaluar el sistema, y por último la información almacenada durante el vuelo puede ser reutilizada para post-procesamiento a través del modelado en MATLAB.

2. PLATAFORMA DE VALIDACIÓN Y SIMULACIÓN

2.1. Modelo de aeronave

El balance entre seguridad y la complejidad del sistema, manteniendo un costo reducido o acotado es una tarea que presenta un gran desafío. Al momento de desarrollar la estrategia de control de la planta resulta evidente la necesidad de una planta física para el testeo de dicha estrategia. Debido a que existen riesgos asociados con el uso de cualquier aeroplano, la posibilidad de poder ejecutar una prueba en un ambiente controlado como un sistema virtual es invaluable frente a la capacidad de explorar nuevas técnicas no sólo en la etapa de control sino también en el guiado o navegación. Una técnica para la demostración o verificación de las funcionalidades de control de vuelo es la denominada Hardware-in-the-Loop, en adelante HIL. Este es un esquema de testeo durante el cual al sistema de control o autopiloto se le inyecta información ficticia derivada de un modelo matemático de la planta frente a variaciones en la entrada producidas por la misma plataforma en función de los requerimientos iniciales. La gran ventaja de este sistema, como se mencionó anteriormente, es la de mantener el testing dentro de un ambiente controlado y seguro, pero en términos de optimización existen otras ventajas como la capacidad de testear fallas, variaciones en el *payload*, y condiciones de contorno específicas que de otra manera resultaría muy complejo verificar. Pero esta técnica presenta una gran desventaja, requiere la existencia de un modelo matemático de una planta real. Es por este motivo que se decidió utilizar un aeromodelo comercial para realizar primero las pruebas en simulador, y a posteriori las pruebas de vuelo real.

El aeromodelo que se utilizó para el presente trabajo es del fabricante Volantex, modelo Raptor V2, adquirido en particular con dicho objetivos. Las características generales se resumen en la Tabla 1, pero se destacan la envergadura de 2000mm, la capacidad de carga hasta 1,5Kgr, la elevada relación de ala, y las cinco superficies de control. En la Figura 2 se ilustra la planta en cuestión.

Característica	Valor
Envergadura	2000mm (78,7in)
Largo Total	1044mm (41in)
Capacidad Payload	1500g
Tamaño de hélice	10x6 Hélice retráctil
Tamaño del motor	4023 1000kv brushless
Controlador del Motor	40A ESC
Servos	6 unidades 9g
Batería	11,1V 3300mAh 10000mAh LiPo
Flaps	Si
Retractores	No
Origen	USA

Tabla 1: Características del Raptor V2 (Volantex).

2.2. Análisis del modelado

La modelización del aeromodelo se realizó mediante el cálculo analítico de los coeficientes aerodinámicos. La herramienta que se utilizó para calcular las soluciones a las distintas ecuaciones es el ya conocido MATLAB. No obstante se utilizó una herramienta de CAD 3D, el SolidWorks, para modelar algunos parámetros específicos del UAV.

Si bien esta herramienta posee librerías disponibles de Simulink para el modelado dinámico y cinemático de diversas plantas, se optó por la integración de todas las ecuaciones bajo código propio. De esta manera se elimina toda dependencia de terceros, y deja el código listo para ser implementado en otra plataforma que, por ejemplo, permita un multiproceso en tiempo real.

Básicamente el modelado consiste en un bloque donde se integran todas las ecuaciones cinemáticas y dinámicas de la planta, incluyendo las transferencias de los actuadores, Otro bloque donde se programaron las fuerzas y momentos que actúan sobre el UAV, y el modelo de viento antes descrito. De este modo se encapsula el problema, siendo las entradas del mismo los ángulos e intensidades de las superficies de control, y siendo las salidas el vector de estados. De este modo es posible, a posteriori, simular los sensores utilizados e inyectarlos en la plataforma PNA para programar y validar los algoritmos de guiado, navegación y control.



Figura 2: Aeromodelo escogido como planta a controlar.

Al momento de analizar los resultados del modelado y la respuesta de la planta a lazo abierto, resulta fundamental hallar la condición de equilibrio o trimado. En nuestro caso vuelo las condiciones de trimado serán vuelo estabilizado a máxima velocidad ($30m/s$).

Para la representación gráfica se optó por la herramienta *Virtual Reality Modeling Language* o VRML que permitió el desarrollo de un visualizador de bajas prestaciones. Se estudió otra alternativa, el simulador FlightGear con licencia libre, y soporte de entrada por UDP pero excedía las necesidades. En la Figura 3 se ilustra la salida del visualizador implementado.

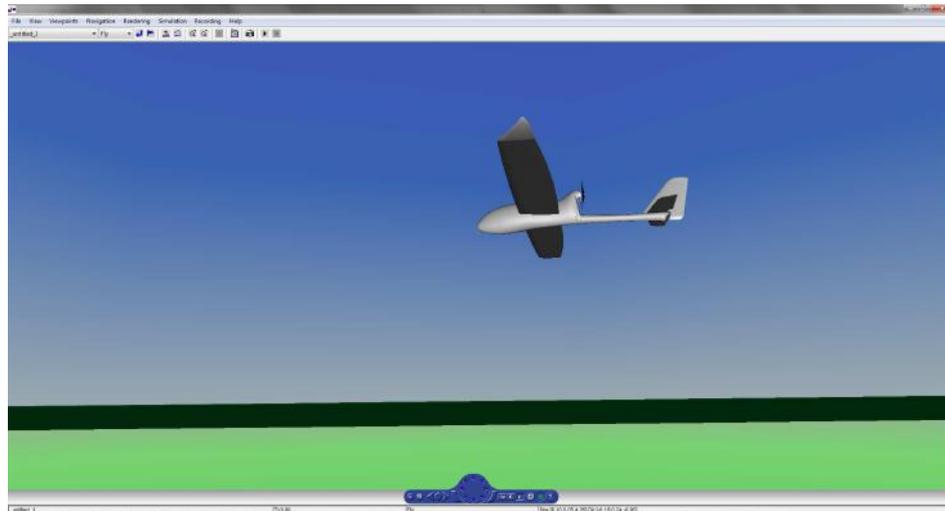


Figura 3: Visualizador implementado en Simulink con VRML.

3. DISEÑO DEL AUTOPILOTO

3.1. Arquitectura del sistema

En la Figura 5 se describe el diagrama en bloques de la Plataforma de Navegación Autónoma. Se observan dos grandes módulos distinguidos por la utilización de dos microcontroladores. El módulo A (*izquierda*) será el encargado de gestionar el hardware y el firmware necesarios para los algoritmos de navegación del sistema. En este módulo se incluye el puerto que otorga capacidad de simulación *Hardware-in-the-Loop* por la simplicidad que brinda en términos de firmware la inyección de información ficticia de sensores. A su vez, se integran todos los sensores necesarios para la estimación de estados en el caso de no utilizar la simulación HIL. Por último se integra el puerto de telemetría y una memoria E2PROM para almacenar información de configuración del autopiloto, versión de firmware, y parámetros referidos al protocolo de comunicación con el puesto terreno.

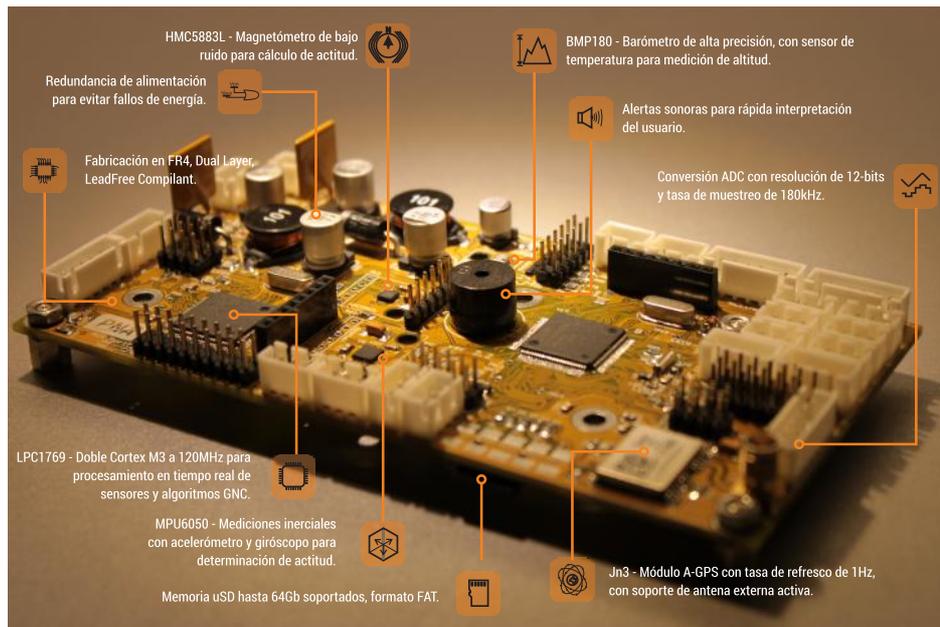


Figura 4: Características de la Plataforma de Navegación Autónoma.

En el módulo B (*derecha*) se integra el hardware necesario para la gestión de la planta, el monitoreo de la PNA, y el enlace RC para comunicación con el piloto. A nivel de firmware, en este módulo se ejecutan las rutinas referidas al control y guiado de la plataforma, junto con las rutinas encargadas de monitorear el estado del todo el sistema. En las siguientes secciones se detallarán los bloques de mayor interés.

3.2. Descripción del hardware

3.3. Microcontrolador

Para la PNA se utilizaron dos microcontroladores ARM Cortex-M3 de NXP, en particular el LPC1769 a una frecuencia de trabajo de 120MHz . Se decidió utilizar este microcontrolador por la simple razón de haberlo utilizado en desarrollos previos y porque cumplía con los requerimientos de hardware necesarios. No obstante, para aumentar la simplicidad al momento de programar los algoritmos de Guiado, Navegación y Control (GNC) y aumentar el hardware disponible para el desarrollo de nuevas propuestas se optó por utilizar dos unidades comunicadas mediante un protocolo propio, sobre la capa física del puerto SPI. Las características principales del LPC1769 se resumen en la Tabla 2. Una gran limitación que presentó este procesador es que no posee unidad de punto flotante (FPU), por lo que cualquier aritmética en punto flotante será sustancialmente lenta por no poseer soporte en hardware. Por este motivo se decidió implementar una librería de punto fijo con formato $Q16.16$ que integre las funciones aritméticas básicas, funciones trigonométricas, y manejo de vectores y matrices. De este modo, con una resolución acotada a 2^{-16} se resolvieron las capas de guiado, control y navegación.

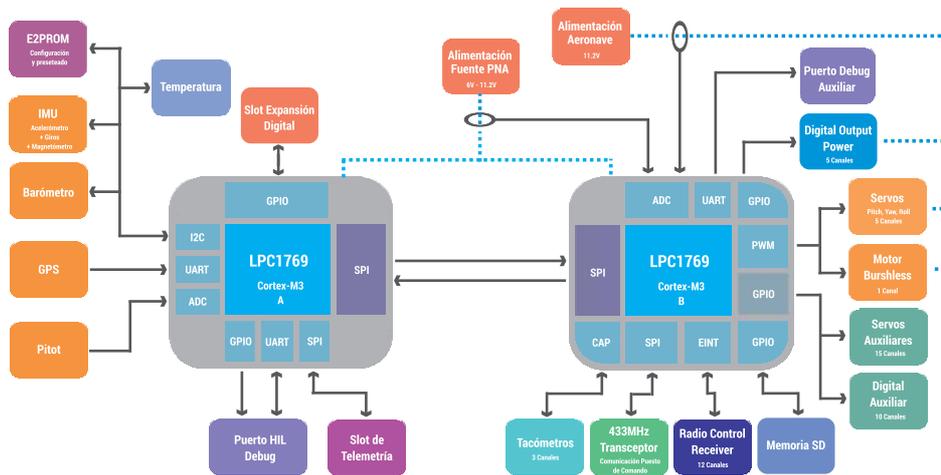


Figura 5: Diagrama en bloques de la PNA.

- Procesador ARM Cortex-M3*
- Velocidad máxima de reloj de 120MHz*
- 512kB de memoria flash para programa*
- 64kB de memoria SRAM*
- Programación ISP y capacidad JTAG*
- DMA de ocho canales*
- Dos controladores SSP independientes*
- Cuatro timer de propósito general*
- Soporte de PWM por hardware*
- RTC con dominio de potencia independiente*
- Power Management Unit integrada*
- Amplia conectividad e interrupciones*

Tabla 2: Principales características del LPC1769.

3.4. Sensores

Uno de los objetivos de la PNA es la integración de sensores de bajo costo y de características comerciales para el control del UAV. La plataforma cuenta con un acelerómetro de tres ejes, un magnetómetro de tres ejes, un giróscopo de tres ejes, un barómetro y un posicionador satelital (D/GPS). La integración de estos sensores en los algoritmos de navegación permite la determinación de la actitud del UAV.

3.4.1. Giróscopo y Acelerómetro

Los giróscopos y acelerómetros son sensores inerciales fundamentales en el sistema de referencia espacial y en el sistema de navegación inercial. Los requisitos de precisión para este tipo de sensores pueden diferir en varios órdenes de magnitud dependiendo de la aplicación. En la Tabla 3 se detallan los requisitos para un sistema de control de vuelo Flight By Wire (FBW) y un sistema de navegación inercial strap down INS como ejemplo.

Sensor	Control FBW	Strap Down INS
Gyro - Factor de escala	0,5 %	10ppm
Gyro - Zero Offset	1deg/min	0,01deg/h
Acel - Factor de escala	0,5 %	100ppm
Acel - Zero Offset	0,005g	0,00005g

Tabla 3: Requerimientos de los sistemas INS y FBW.

En el caso del acelerómetro y del giróscopo se optó por una solución que integra ambos, del fabricante InveSense, en particular el MPU6050. Se utiliza esta solución debido a que al estar los dos sensores integrados en la misma

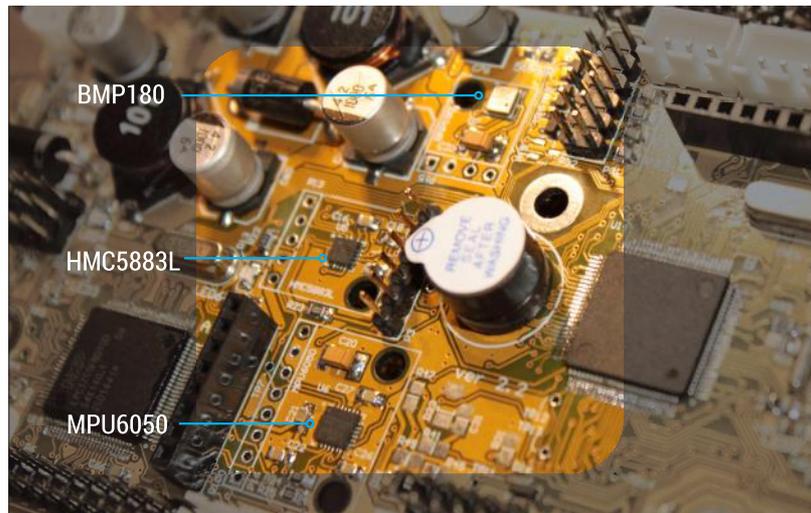


Figura 6: Sensores integrados en la PNA.

pastilla, la alineación de los ejes no depende del montaje. Se analizaron las salidas del sensor en condiciones estáticas con el eje z del sensor alineado al eje *down* de la terna *North East Down* (NED), y los resultados analizados se resumen en la Tabla 4.

Acelerómetro		
Cantidad de muestras	n	4000
Eje x	σ_x	0.036g
	m_x	0.0272g
Eje y	σ_y	0.032g
	m_y	-0.0196g
Eje z	σ_z	0.050g
	m_z	0.9742g
Giróscopo		
Cantidad de muestras	n	4000
Eje x	σ_x	0.1064°/s
	m_x	-2.89°/s
Eje y	σ_y	0.1109°/s
	m_y	-1.41°/s
Eje z	σ_z	0.1092°/s
	m_z	-1.39°/s

Tabla 4: Desempeño del sensor MPU6050.

3.4.2. Magnetómetro

El campo magnético terrestre presenta una intensidad entre 0.5 y 0.6 gaus, con una componente paralela a la superficie de la tierra que en latitudes bajas y medias apunta hacia el norte magnético. El sensor utilizado es el HMC5883L de Honeywell, un magnetómetro de tres ejes con interfaz I2C por lo que puede ser utilizado en el mismo bus del MPU6050.

3.4.3. Barómetro

En el caso del sensor de presión relativa se optó por el BMP180 de Bosch. El BMP180 posee un rango de 300hPa a 1100hPa, lo que equivale a +9000m hasta -500 respecto del nivel del mar. Posee un consumo máximo de $5\mu A$ en modo estándar y una dispersión de 0.02hPa (0.17m) en modo de alta resolución. Posee un sensor de temperatura interno y se encuentra calibrado de fábrica. Se analiza la información obtenida y se verifican empíricamente las prestaciones del sensor.

Barómetro		
Cantidad de muestras n	n	3000
Presión	σ_p	0.0498hPa
	m_p	1011.76hPa
Temperatura	σ_T	0.0789°C
	m_T	23.93°C

Tabla 5: Desempeño del sensor BMP180.

3.4.4. GPS

En el caso del GPS se escogió el JN-3 de Telit y se diseñó el PCB para que sea compatible con el módulo NEO-6 de U-Blox. Por defecto el GPS posee una interfaz serie a 9600bps y soporta el estándar NMEA y OSP. Posee una arquitectura de 48 canales, y un error menor a 2.5m en posición, 0.01m/s en velocidad, y 0.01° en curso. En la PNA se integra un conector SMA con capacidad de antena activa.

3.5. Distribución de alimentación

La plataforma cuenta con dos fuentes de alimentación que, en funcionamiento normal, la primera es utilizada para alimentar a la PNA y a los servos, mientras que la segunda se utiliza para alimentar el motor principal, indicadores luminosos externos del UAV y todos los periféricos de potencia. En el caso de falla de alguna de las fuentes, la restante toma el control y alimenta el sistema completo otorgando tiempo suficiente para ejecutar las maniobras de emergencia necesarias.

A su vez se integra el sensado de corriente y tensión en ambas fuentes para el monitoreo de las baterías de alimentación. Con esta información se calcula la energía consumida, la capacidad de batería restante, y se controlan las alarmas de exceso de consumo y autonomía. Finalmente se incluye en el mismo microcontrolador capacidad para la instalación de un sensor de corriente externo de tipo Hall con mayor precisión.

3.6. Enlace de Radio

Para el enlace de Radio Control (RC) entre el piloto y la PNA se optó por la radio del fabricante FrSky, en particular la Taranis X9D que opera en la banda de 2,4GHz. Se escogió dicha banda de trabajo debido a que hoy en día es la banda más común para el manejo de aeroplanos o multi-rotores RC. Posee un alcance promedio y sin amplificación de 2km junto con el receptor X8R del mismo fabricante. Cabe destacar que la gran desventaja de trabajar en estas frecuencias es la poca penetración de la señal, por lo que las grandes distancias se logran trabajando en línea visible. En la Figura 7 se detalla el radio TX. Como características destacables del receptor se puede decir que cuenta con ocho salidas PWM con alimentación para manejar directamente los servos, y hasta 16 canales mediante protocolo SBUS, a su vez posee enlace de telemetría propio full duplex para comunicarse con el transmisor y monitorear el estado del mismo. Y por último doble antena de alta ganancia para redundancia de enlace.

3.7. Enlace de Telemetría

Para el enlace de telemetría se optó por la banda de 433MHz por la gran capacidad de penetración y por ser una banda reservada para uso no comercial. La gran desventaja de esta banda es el ruido de base justamente por esta característica mencionada. Se transmite a una potencia de 100mW desde el UAV con una sensibilidad de -117dBm a 9600bps garantizando un enlace de 3km con las antenas utilizadas, y de 10km con una antena Yagi de 6 elementos en el puesto terreno. La comunicación es transparente a nivel serie, con modulación GFSK, y sin encriptación del mensaje por lo que de ser necesaria la capa de seguridad debe ser integrada en software.

El protocolo utilizado para la comunicación con el puesto terreno es MAVLink. Se optó por esta solución por ser un protocolo con licencia LGPL y diseñado para este tipo de aplicaciones. En particular el protocolo MAVLink posee un gran número de configuraciones y mensajes que en este caso no se utilizan, no obstante, la utilización de éste permite la compatibilidad con el software de control terreno existente bajo el mismo tipo de licencias. En el presente trabajo se utiliza el software de monitoreo qGroundControl del mismo diseñador y bajo el mismo tipo de licencia.



Figura 7: Radio Taranis de FrSky.

3.8. Enlace de Video

La planta cuenta con un enlace de video capaz de transmitir al puesto terreno la visual del punto de cabina. Si bien este enlace no hace a la solución propuesta y no interactúa con la PNA salvo por la alimentación, es un recurso muy valioso a la hora de validar el sistema autopiloto en un vuelo real, debido a que pasados los cientos de metros resulta muy difícil la determinación visual de la actitud del UAV. El sistema de video cuenta con dos cámaras Mobius HD-1080p. La primera se encuentra conectada al transmisor de video y ubicada en el eje \hat{x}_b del UAV para enviar video de la posición del piloto al puesto terreno. A su vez esta cámara tiene soporte de almacenamiento y batería de hasta cuatro horas de grabación. La segunda cámara, de las mismas características, se encuentra instalada debajo del ala derecha con la capacidad de grabar en dirección \hat{z}_b para muestreo de terreno. O bien en dirección \hat{y}_b para analizar las superficies de control alar, o en dirección $-\hat{x}_b$ para analizar la acción de control en las superficies del timón trasero.

Luego se incluye el transmisor de video del fabricante Boscam, con una potencia de $600mW$ en la banda de $5,8GHz$. Se escogió esta banda por la gran disponibilidad de dispositivos de este tipo, y por encontrarse fuera del espectro del enlace RC y sus respectivas armónicas. Cabe mencionar que en esta banda se incrementa la debilidad de penetración y la interferencia *multipath*. Es por eso que para evitar el segundo se utiliza una antena tipo *cloverleaf* de polarización circular en transmisor y su homóloga en receptor.

3.9. Capacidad de Conectividad

Además de los periféricos descritos anteriormente, la PNA dispone de un gran número de puertos que permiten la expansión a casi cualquier tipo de dispositivo externo existente en el mercado. Dispone, como era de esperarse, varios puertos PWM para la conexión con periféricos de actuación, ya sean servos, ESCs, disparadores, o mecanismos varios. A su vez se integran doce puertos decodificadores de PWM para la lectura de cualquier radiocontrol, como un puerto de entrada PPM para los sistemas más modernos. En este contexto, se dispone de un bus de alta velocidad para sistemas descentralizados compatibles con SBUS de Futaba y otros fabricante de alta gama. Se pueden encontrar distribuidas seis unidades UART de hasta $1Mbps$ para enlazar con otros sistemas de asistencia. En términos de salidas digitales posee 18 puertos GPIO L/TTL compatible y 4 puertos digitales de potencia de $5V$ hasta $2A$. Finalmente varios puertos bajo protocolos I2C y SPI para periféricos auxiliares y 4 puertos ADC de $12-bits$ y hasta $180kHz$ de muestreo. Todas las entradas disponibles al usuario se encuentran protegidas con supresores de transitorios y limitadas a $3,3V$. En la Figura 8 se describen los puertos disponibles en la PNA.

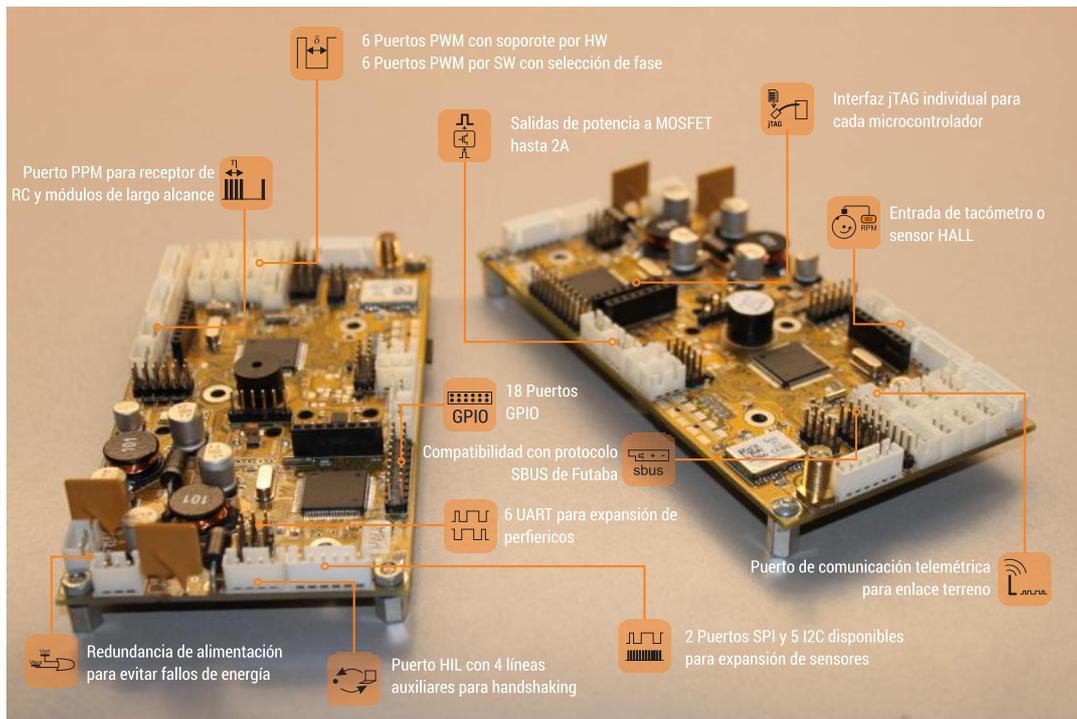


Figura 8: Capacidad de conectividad de la PNA.

3.10. Integración de la plataforma y la planta

La plataforma PNA se instala en la planta mediante una bahía diseñada para tal propósito debajo de las baterías principal y de respaldo. En la Figura 9 se detalla la distribución de cada elemento dentro del aeronave. Cabe destacar que en términos de cableado se mantuvieron las líneas de alimentación del motor lo más alejadas posibles de la PNA debido a su gran consumo en operación nominal y con el objetivo de evitar acoplamiento electromagnético o interferencias con el magnetómetro. El transmisor de video se instaló en el soporte trasero para aumentar la distancia con el receptor RC y enlace de telemetría y mejorar la disipación térmica. El enlace RC se colocó en la nariz del aeronave debajo de la cámara de video principal. Por otro lado el enlace de telemetría se ubicó en el centro superior del fuselaje.



Figura 9: Integración de la PNA en la planta.

Los servos se distribuyen en las alas para el caso de los alerones y flaps, y en el centro del fuselaje para el caso del timón de cola y de profundidad. Los servos destinados a los alerones se encuentran instalados espejados respecto del fuselaje, por lo que no es necesario modificar la fase de la señal de control para que trabajen desfasados.

Para el caso del puesto terreno, se instaló el receptor de video en 5,8GHz y el receptor de telemetría. Para

otorgarle autonomía al sistema terreno se instalaron baterías de GEL de respaldo y el respectivo cargador. El puesto terreno incluye los dos puertos de video y audio analógico, un puerto en RS232 del enlace de telemetría, y un puerto de alimentación externa. Por último se tiene acceso desde el exterior a las respectivas antenas.

3.11. Modos de Operación

La plataforma presenta tres modos accesibles por el usuario desde el enlace RC. Los mismos se describen a continuación.

1. **Modo Manual** En modo manual el piloto tiene control directo sobre las superficies de control desde el enlace de radiocontrol. La conexión es directa mediante un multiplexor implementado en software. La plataforma no implementa la multiplexión de señales por hardware, no obstante posee un puerto dedicado para la conexión de un módulo externo. En este modo se admiten los datos de telemetría bidireccionales permitiendo la configuración de una misión durante el vuelo, mientras se muestra en pantalla la actitud actual.
2. **Modo Asistido** En el modo asistido el piloto no controla directamente las superficies de control sino la actitud. De este modo, las superficies de control son controladas mediante el Sistema de Vuelo Estabilizado (en adelante SVE) implementado en la capa de control. La única variable que no entra dentro del lazo de control es V_a (velocidad respecto del aire), la cual es controlada directamente por el piloto. Si el piloto coloca su radio en estado de reposo, el UAV volará nivelado a la velocidad definida por el *throttle*. En este modo los ángulos de roll, pitch y side-slip se encuentran limitados en software y no son configurables por telemetría. El enlace de telemetría se mantiene bidireccional permitiendo la configuración de una misión durante el vuelo.
3. **Modo Autopiloto** En el modo autopiloto el piloto no tiene control sobre la actitud del UAV, pero sí de ciertas maniobras auxiliares predefinidas que se detallarán más adelante. Las superficies de control son controladas mediante el Sistema de Vuelo Autónomo (en adelante SVA) cuya entrada es la ruta predefinida por el usuario. Existen dos métodos para la configuración de misión. Por un lado el enlace de telemetría, mediante el software del puesto terreno, y por el otro mediante la memoria microSD instalable en la PNA. En caso de existir dos misiones definidas, el enlace telemétrico tiene prioridad. En este modo la telemetría no es bidireccional, siendo las tramas de bajada datos de actitud y posición, y las tramas de subida solo comando de emergencia.

A su vez el piloto tiene acceso a dos maniobras predefinidas que se pueden ejecutar en cualquier modo y toman el control total del aeronave. La primera es la función *Loiter* la cual describe un movimiento circular con radio predefinido y configurable, y con el centro definido en las coordenadas WGS84 (World Geodetic System 84) en el momento de ejecutar la maniobra. Esto permite volar en círculo manteniendo altura y velocidad constantes, dándole al piloto cierta libertad para ejecutar otras tareas. Cuando la maniobra se cancela el UAV vuelve a su estado original. En el caso de encontrarse en Modo Autopiloto, se retoma la misma en el último *waypoint* no completado.

La segunda maniobra es la de *Return to Home* o RTH. Su ejecución provoca que la PNA tome el control total del aeronave para ejecutar la misión de regreso al punto definido como *Home*. Al igual que en modo *Loiter* la cancelación de la maniobra *RTH* durante el modo autopiloto provoca el retorno al último *waypoint* no completado. La ruta que el UAV calcula para volver al punto Home es la de menor distancia y no la ejecución inversa de los *waypoints* completados. Esta es una aclaración válida puesto que la ruta de regreso no contempla obstáculos, sino que prioriza los recursos de energía del UAV. A su vez, la maniobra RTH posee una característica configurable de ahorro energético donde los actuadores minimizan su actividad para aumentar la autonomía en un caso de emergencia.

Para el control del puesto terreno se utilizó un software existente con licencia LGPL y un software propio que se encuentra en su fase inicial. El software tiene las funciones de

1. Configuración de los parámetros de la capa de control: permite la configuración de los parámetros de todos los PID junto con la tasa de muestreo y otros parámetros del sistema de navegación.
2. Configuración de los parámetros de la capa de guiado: permite la configuración del controlador encargado de generar la ruta, entre ellos el radio de giro, el ataque para el seguimiento de la ruta, tipos de baterías, etc.
3. Configuración del enlace de telemetría: permite la configuración de la tasa de refresco y la tasa de comunicación con el enlace de telemetría.

4. Configuración de los modos del sistema: acceso a configuraciones específicas de los modos, como por ejemplo el modo de ahorro de energía en la maniobra RTH.
5. Configuración de la misión: permite el diseño y la grabación de la misión deseada.
6. Extracción de datos de misión e historial de vuelo: permite la lectura de los datos históricos del vuelo y de misiones grabadas en la microSD.
7. Configuración del enlace RC: permite el ajuste de la radio y sus respectivas funciones.
8. Calibración de sensores: permite la calibración de los sensores, en particular el magnetómetro.

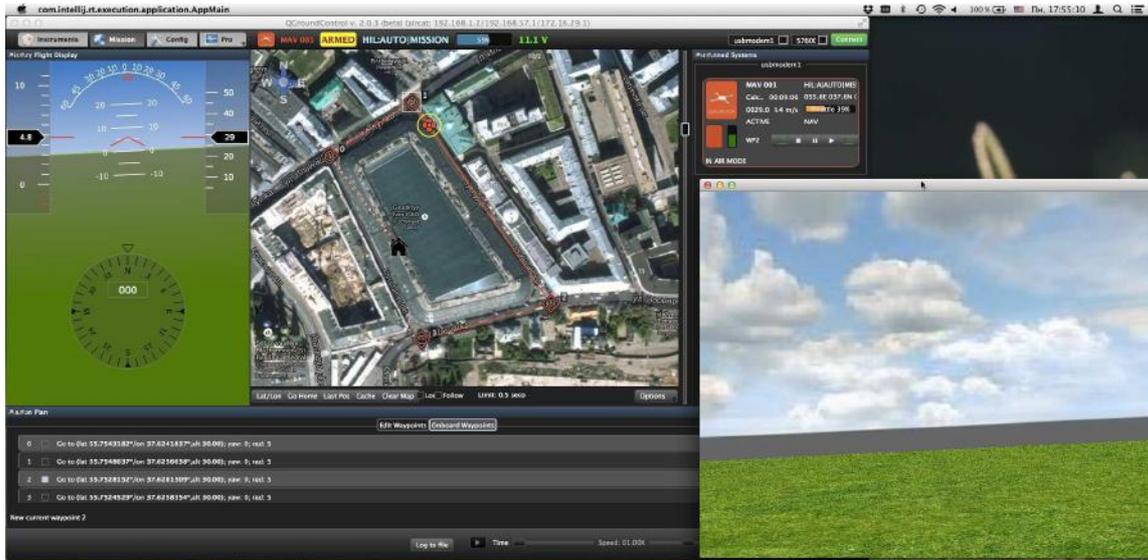


Figura 10: Captura de la interfaz de usuario del puesto terreno.

La configuración de la ruta o misión se define por medio de *waypoints* en el software del puesto terreno. La plataforma presenta una limitación de 2000 waypoints si es configurado por telemetría, mientras que si la ruta se encuentra grabada en la memoria flash externa no se tiene limitación salvo la capacidad de la memoria. Cada *waypoint* tiene las siguientes características

- Latitud en formato WGS84.
- Longitud en formato WGS84.
- Velocidad respecto de Tierra (V_g) entre el *waypoint* actual y el siguiente en m/s .
- Altura h en metros.
- Tipo de WP: maniobra Loitter, ejecutar RTH, o punto de seguimiento.

4. ENSAYOS Y RESULTADOS

En el presente capítulo se resumen los ensayos más relevantes realizados mediante la interfaz HIL. Se intentará cubrir todas las prestaciones que otorga la Plataforma de Navegación Autónoma y que la interfaz HIL permite simular. Dentro de este conjunto de ensayos no se verifican el alcance máximo de los enlaces de telemetría, radiocontrol, y video.

Los ensayos que se describen en el presente capítulo se desarrollaron mediante la simulación HIL detallada en los capítulos anteriores. En la Figura 11 se detalla la interfaz de visualización del sistema de simulación HIL. A su vez por medio del enlace telemétrico se obtiene la información que dispone el usuario del puesto terreno.

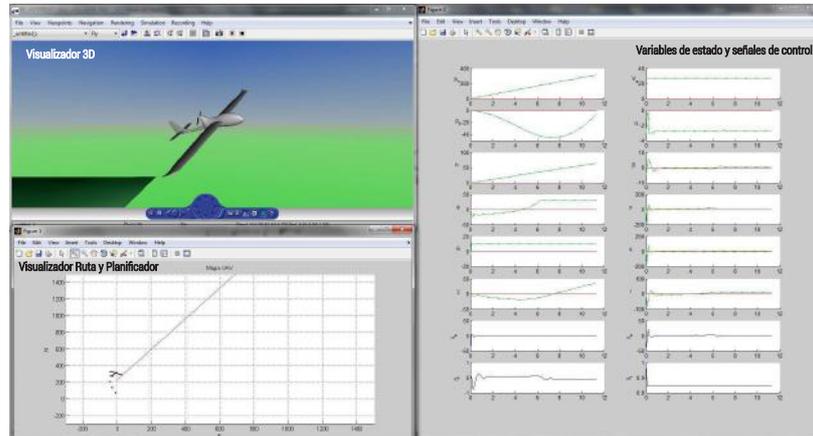


Figura 11: Captura de la interfaz del sistema HIL.

La interfaz del sistema HIL posee un visualizador 3D, que en función de la actitud calculada por el modelo matemático, representa en un modelo de tres dimensiones al UAV. Esto permite una rápida interpretación del estado del aeronave sin tener que analizar las variables del sistema. A su vez posee un graficador de las variables de estado del sistema. Por último se integra un plano que incluye el recorrido del UAV y la ruta calculada en la PNA. Esto nos permite ver las salidas de las dos etapas principales del sistema, por un lado el Guiado en color rojo, y por otro la salida del autopiloto de bajo nivel en azul.

4.1. Ensayos en Vuelo Asistido

En el presente ensayo se evalúa la estabilidad de todo el sistema en modo Asistido. Se intenta realizar un vuelo rectangular a diferentes alturas. Se observa que a diferencia del modo manual el UAV es mucho más fácil de estabilizar, incluso a elevadas alturas. Cabe recordar que el modelado de las perturbaciones es variante con respecto a la altura para mantener la simulación lo más real posible. Se destaca en el último tramo del recorrido, que durante el descenso no se prestó atención a la nivelación en *roll* del UAV sino que el piloto ocupó todos sus esfuerzos en el descenso. Esto permite una maniobra de aterrizaje más efectiva y segura. Finalmente se observa que la energía utilizada en las superficies de control es considerablemente menor que en el modo manual.

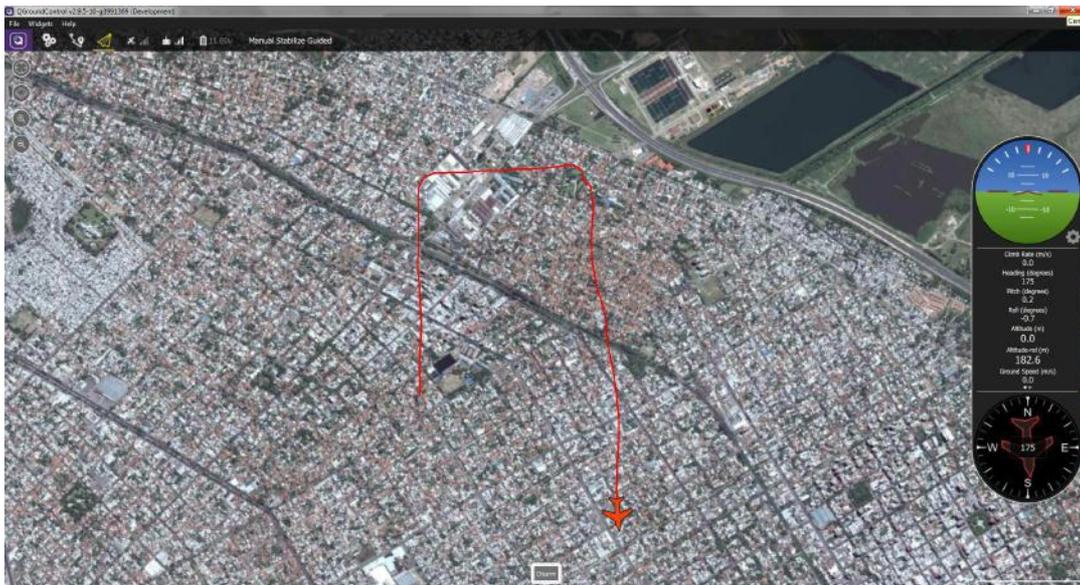


Figura 12: Interfaz de usuario del puesto terreno en modo asistido.

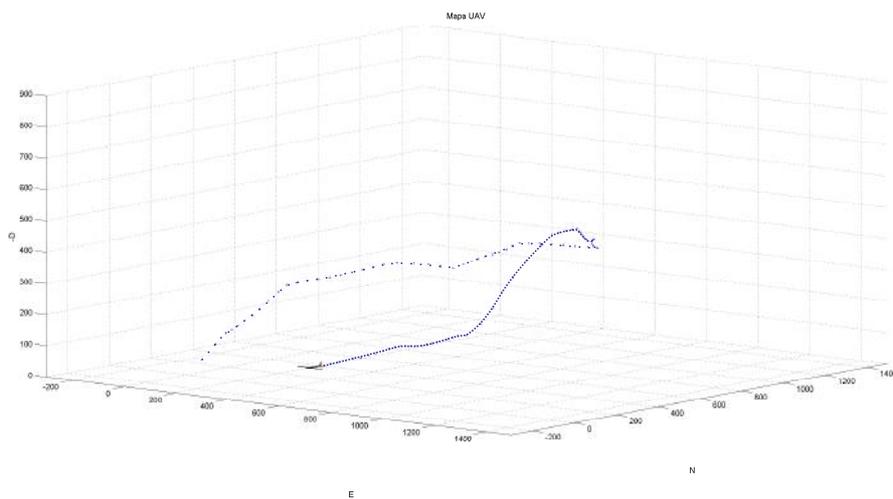


Figura 13: Detalle de la evolución de la altura en modo asistido.

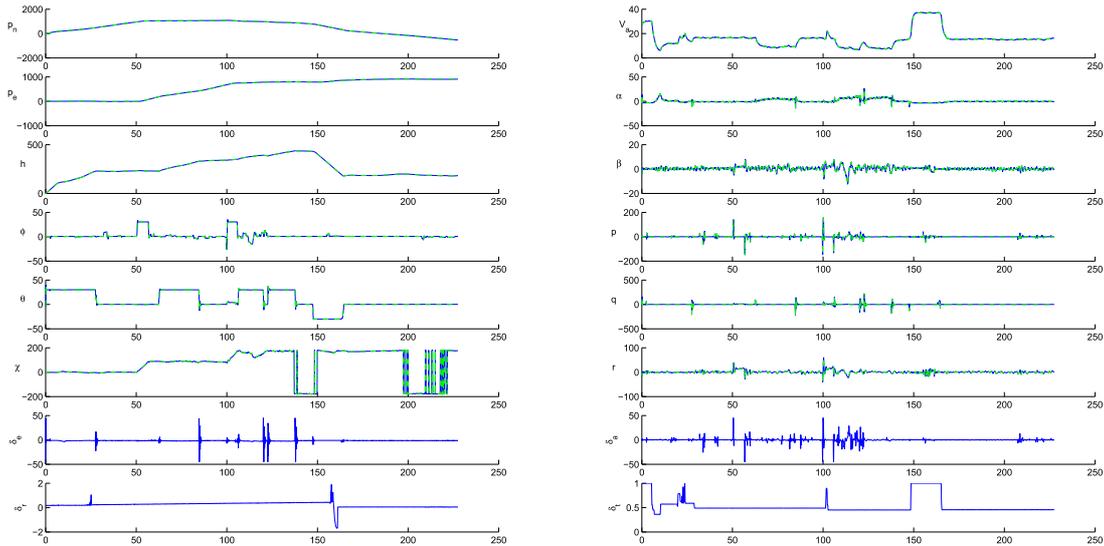


Figura 14: Variables de estados del sistema durante el modo asistido.

4.2. Ensayos en Vuelo Autónomo: Recorrido de Misión 1

La misión intenta verificar el comportamiento frente a una planificación con un recorrido superior a los 30km. Se observa que en las transiciones se alcanza una dispersión espacial de hasta 15m pero en régimen no supera los 7m. Finalmente se observa un comportamiento esperado en los tramos de mayor velocidad y una ejecución de misión correcta, finalizando con la maniobra Loiter sobre el punto Home.

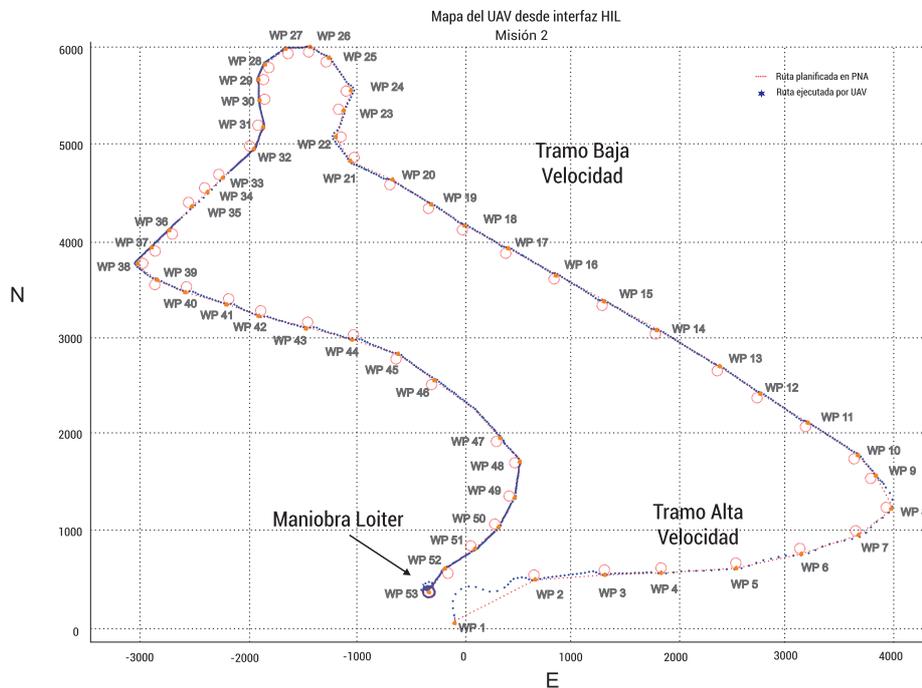


Figura 15: Diagrama de guiado de la Misión 2.

En las Figuras 18, 19 y 20 se resumen las capturas de la interfaz de usuario del puesto terreno. Como se describió anteriormente, el enlace de telemetría es vía RF configurado a una tasa de refresco de 10Hz. Se observa que en los tramos de mayor velocidad aumenta el desvío en régimen y el overshoot en las transiciones. No obstante se observa el desempeño dentro de los márgenes esperados.

Con respecto al control de altura se observa un desempeño correcto tanto en el escalado como el en descenso. Es importante destacar que la estrategia utilizada permite la configuración del ángulo *pitch* de escalada y de descenso de manera independiente. A su vez, en el caso de escalar altura, la velocidad del UAV es la máxima posible, mientras que en descenso es la mínima. Estas características también son configurables desde el puesto de control terreno.

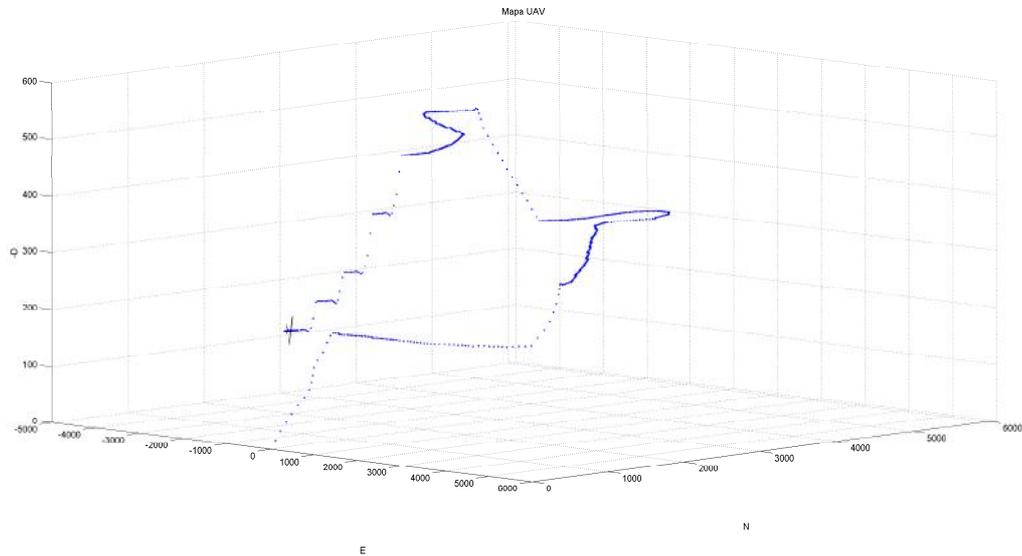


Figura 16: Detalle de la evolución de la altura en la Misión 2.

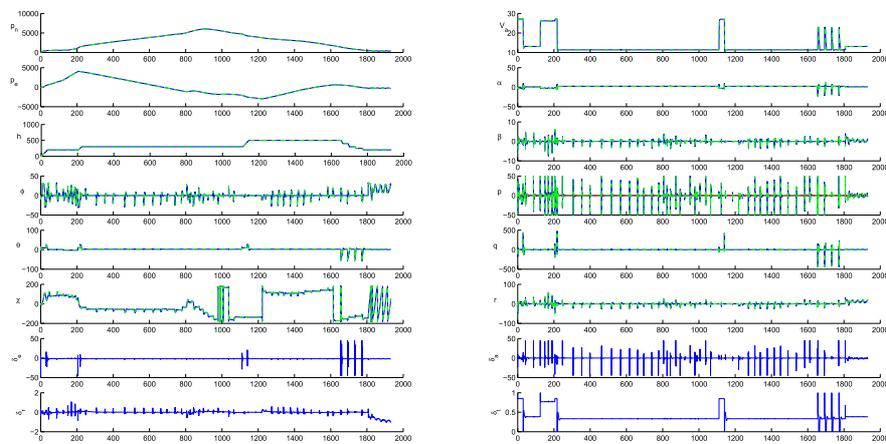


Figura 17: Variables de estados del sistema durante la Misión 2.

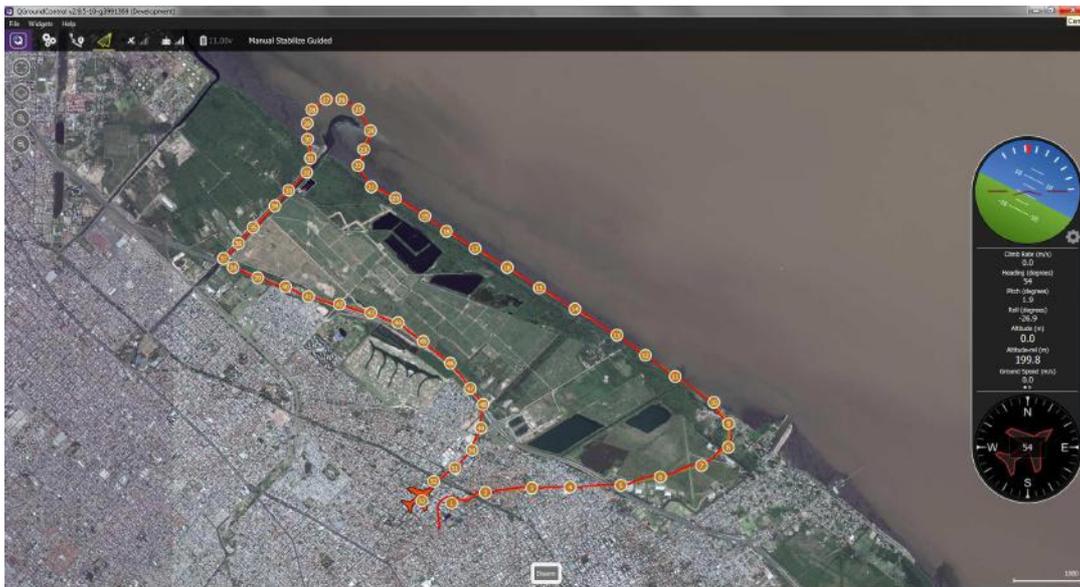


Figura 18: Interfaz de usuario del puesto terreno de la Misión 2.

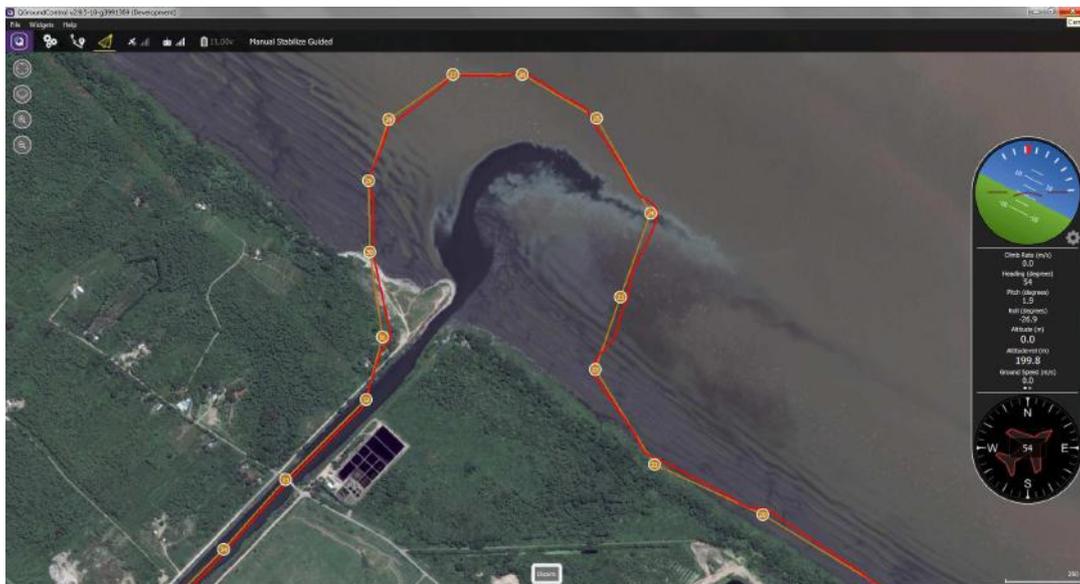


Figura 19: Detalle de la interfaz de usuario del puesto terreno de la Misión 2.

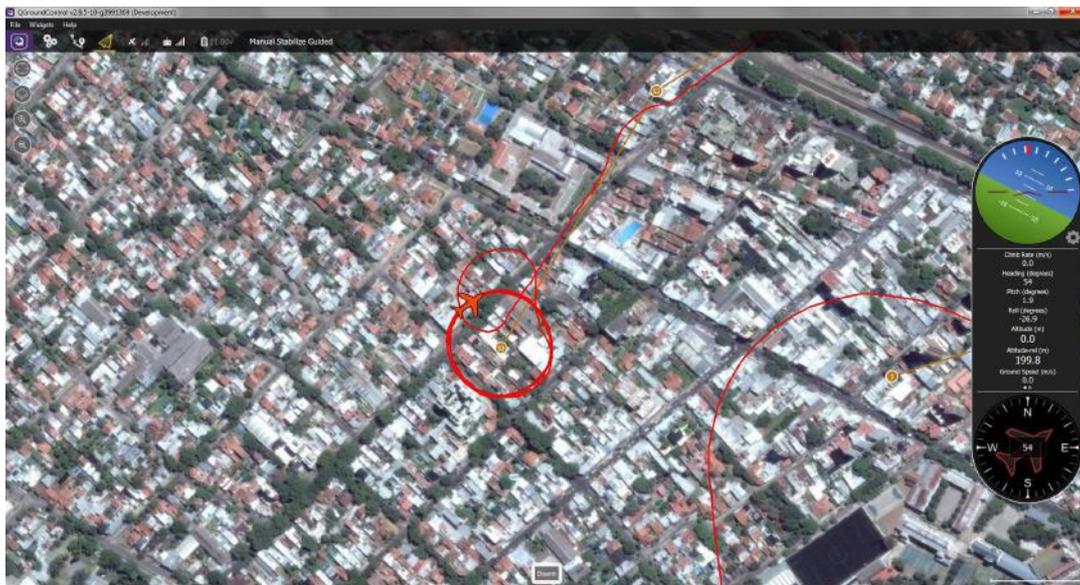


Figura 20: Detalle de la maniobra Loiter al finalizar la Misión 2.

4.2.1. Evaluación de transición de Modo Autopiloto-Asistido

En el presente ensayo se desea validar el comportamiento del UAV frente a la transición entre los modos Autopiloto y Asistido. El ensayo consiste en ejecutar una misión determinada y luego de cierto tiempo de vuelo cambiar el modo a Asistido. Luego de ejecutar una misión auxiliar, se devuelve el control a la PNA.

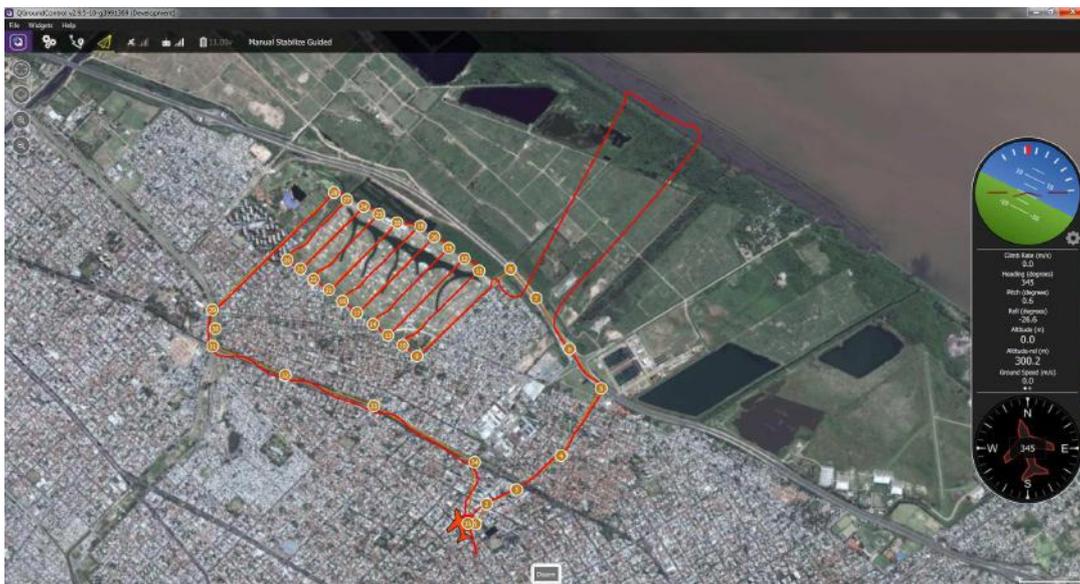


Figura 21: Interfaz de usuario del puesto de control en el cambio de modo Autopiloto-Asistido.

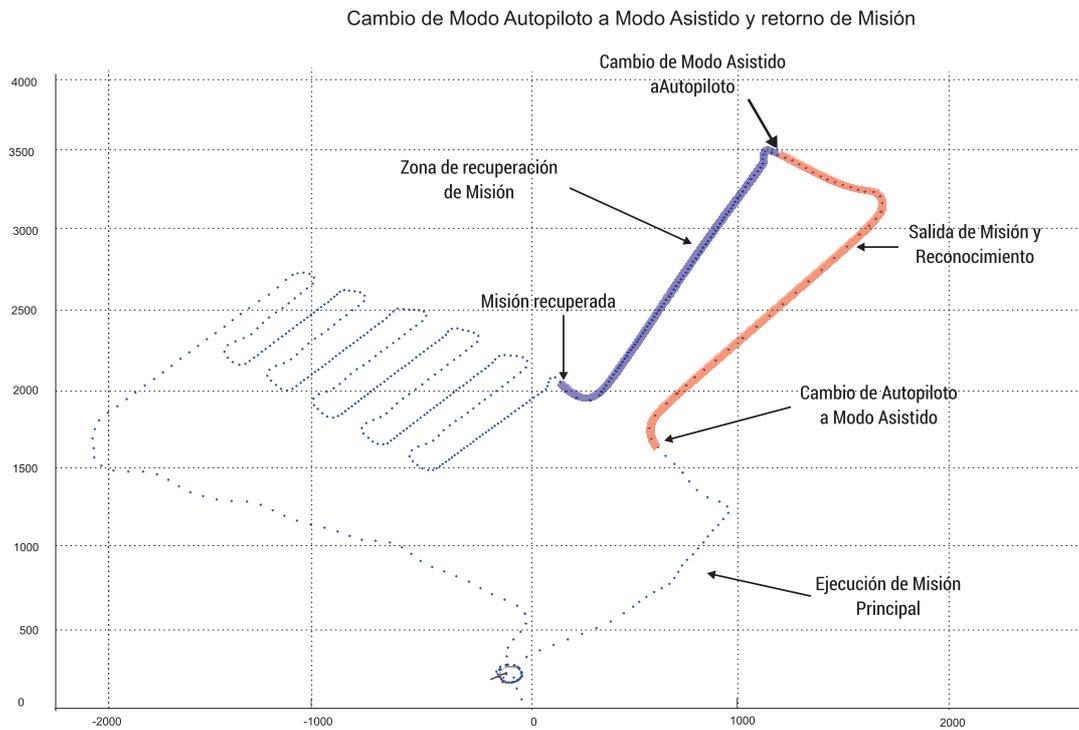


Figura 22: Diagrama de ruta ejecutando el cambio de modo Autopiloto-Asistido.

4.3. Ensayos de maniobras auxiliares

4.3.1. Evaluación de maniobra Loiter

En este ensayo se inicia en modo Asistido para lograr altura, una vez que se se alcanza la altura deseada se dispara la maniobra Loiter. Se observa que el UAV ejecuta eficazmente una circunferencia de radio $50m$ y con origen en las coordenadas del UAV al momento de ejecutar la maniobra. El radio y la velocidad de operación son ajustables desde el puesto terreno antes de ejecutar el vuelo.

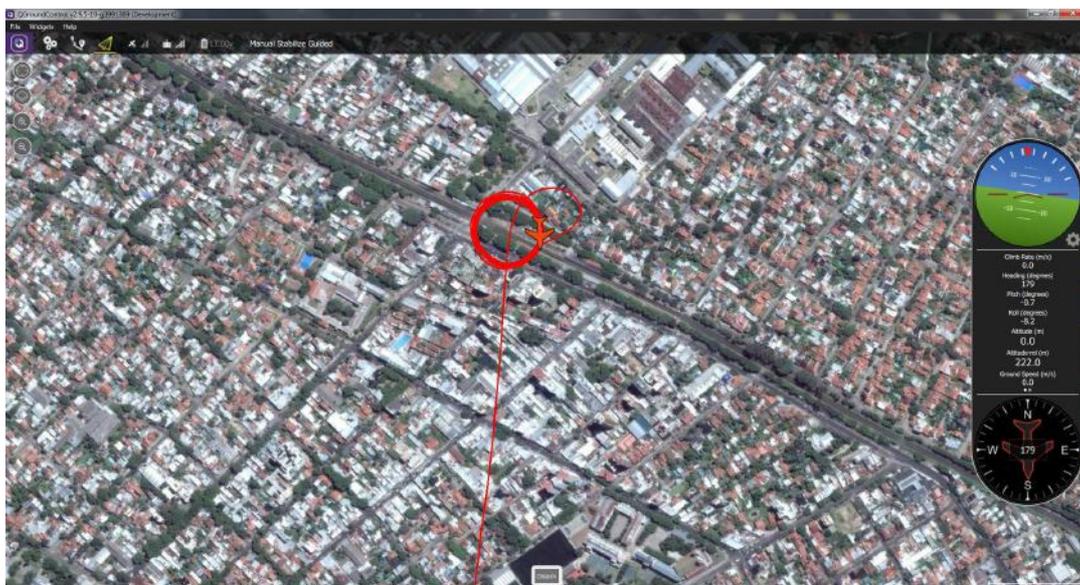


Figura 23: Interfaz de usuario del puesto de control la ejecución de la maniobra Loiter

4.3.2. Evaluación de maniobra RTH

El presente ensayo tiene como objetivo validar la maniobra Return to Home. Esta maniobra es de vital importancia si se pretende agregar al sistema la funcionalidad de recuperación ante fallos. El ensayo consiste en ejecutar una

misión determinada y en cierto momento disparar la maniobra RTH. Se observa que el UAV toma el camino más corto hacia el punto definido como Home, y una vez alcanzado queda en espera de órdenes del piloto con la maniobra Loiter.

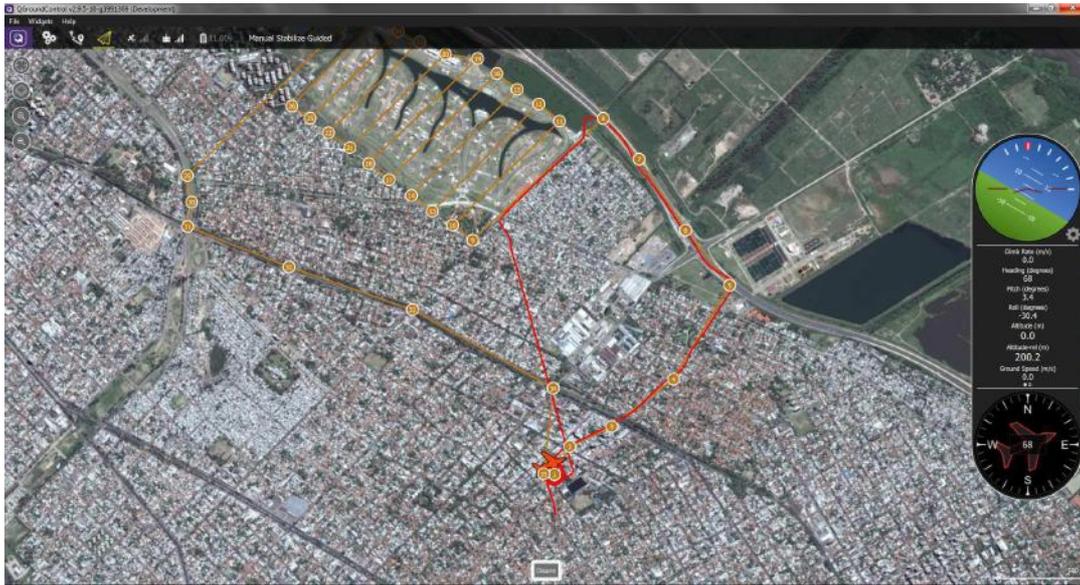


Figura 24: Interfaz de usuario del puesto de control la ejecución de la maniobra RTH

5. CONCLUSIONES

5.1. Limitaciones del Control Clásico

En el presente trabajo se desarrolló el sistema de autopiloto y estabilización para un aeronave basándose en las técnicas de control clásico. Los resultados presentados revelan que el diseño provee estabilidad y robustez para el modelo no lineal del UAV. La esencia de este control es la estructura de lazos sucesivos acompañada por la intuición y la experiencia para seleccionar la estructura de control que mejor se ajusta al problema. Por ejemplo, se sabe que es deseable que exista una realimentación sobre la planta para reducir los efectos de la variación de los parámetros estimados. Las herramientas presentadas permitieron cuantificar y visualizar la dinámica de todo el sistema mientras se modificaba el controlador. No obstante, el procedimiento de diseño y ajuste se convierte en tedioso y complejo a medida que aumentan la cantidad de lazos anidados, y más aún, no garantiza el éxito cuando el sistema es MIMO.

Por el contrario, en el caso del control moderno existen dos conceptos centrales. Por un lado el diseño se basa directamente en las variables de estado del modelo, las cuales contienen más información acerca del sistema que la descripción entrada-salida. En la presente tesis, se utilizó la descripción en variables de estado para luego linealizar el sistema. Por lo tanto es una buena alternativa utilizar esta descripción para el diseño del control.

El segundo concepto central son las especificaciones de rendimiento en términos de un criterio matemáticamente preciso, que proporciona la matriz de ecuaciones para las ganancias de control. Luego esta matriz es resuelta mediante los sistemas de cálculo actuales. Entonces queda expuesta la gran desventaja del control de lazos sucesivos: la selección de las ganancias es individual. Mientras que la solución de la matriz de ganancias permite que sean calculadas todas a la vez. Esta solución simultánea otorga una mayor idea del diseño si el sistema tiene más de una entrada o salida o lazos de control múltiples. Por otra parte, el uso de la teoría de control moderna nos permite diseñar sistemas de control más rápida y eficientemente.

5.2. Modelado

El modelo dinámico del FPV Raptor V2 fue derivado, junto con las ecuaciones de movimiento para los dos sistemas desacoplados (lateral y longitudinal) y han sido representados en Matlab tanto mediante las ecuaciones de estados tanto como en ecuaciones diferenciales. No obstante queda pendiente la comparación entre el modelo dinámico de la planta y la información de vuelo almacenada en la PNA.

5.3. Etapa de Guiado y Planificación

En el caso de la etapa de planificación de ruta, se implementó una estrategia simple de superposición geométrica de dos figuras elementales: líneas rectas y circunferencias. En este aspecto el método propuesto no solo provee un camino suave y sin discontinuidades entre los waypoints, sino que provee una interfaz adaptable y combinable con otros tipos de estrategias de planificación. Esto deja la puerta abierta a la implementación de estrategias mucho más eficientes como las curvas de Dubins.

5.4. Interfaz del Simulación HIL

En términos operativos la interfaz propuesta logró satisfacer las necesidades y ha demostrado ser una herramienta fundamental para la planificación y el diseño de la presente tesis. Más aún, ha sido una herramienta de extremo valor para la validación de los algoritmos de Guiado y Control. No obstante, se ha observado una deficiencia en la velocidad de simulación. Esto se debe a dos razones, la primera que la herramienta de simulación utilizada en este caso no se encuentra orientada a simulación en tiempo real. Y la segunda, las limitaciones que presenta la capa física y el algoritmo de simulación utilizado.

5.5. Plataforma

Se ha implementado el hardware necesario para el vuelo y control de una aeronave de pequeño tamaño. Se han incluido sensores intraceptivos y exoceptivos para la navegación (GPS, barómetro, giróscopo, acelerómetro, magnetómetro). Se ha incluido un enlace de video y telemetría para recepción de datos en tiempo real. El diseño propuesto como solución de la presente tesis ha dado resultados satisfactorios y prometedores cumpliendo con las demandas de funcionalidad requeridas, tanto como plataforma de adquisición como de control. En términos de rendimiento, se verifica que el sistema operativo en tiempo real que se ejecuta sobre la plataforma cumple con los tiempos de ejecución y latencias calculadas.

5.6. Futuras Consideraciones

5.6.1. Control

Como se mencionó anteriormente, en términos del control quedan pendientes las siguientes tareas:

- Optimizar la etapa de control utilizando las técnicas que propone el control moderno mediante realimentación de estados
- Optimizar el algoritmo de guiado, logrando que el sistema utilice estrategias más eficientes como las curvas de Dubins.
- Brindarle al sistema la flexibilidad de utilizar mecanismos de actuación configurables.
- Implementar la validación de los coeficientes aerodinámicos mediante las técnicas de identificación en vuelo.
- Incorporar a la etapa de control las técnicas de control adaptativo para optimizar en tiempo real el sistema de control.

5.6.2. Hardware

Como se mencionó anteriormente, el hardware propuesto presentó resultados satisfactorios. No obstante, a lo largo del desarrollo de esta tesis se han advertido algunos aspectos a estudiar en versiones futuras.

- Aumentar la capacidad de cálculo de la plataforma con procesadores de alta gama, para poder incorporar algoritmos más potentes.
- Incorporar el sistema de video abordado para posible procesamiento en la plataforma.
- Incorporar al diseño estrategias de control de fallas, con por ejemplo redundancia 2-3.
- Aumentar el nivel de integración mediante el salto de tecnología en la fabricación del PCB.
- Rediseñar la plataforma teniendo en cuenta normativa de compatibilidad electromagnética.

5.6.3. Prestaciones

Durante el desarrollo se han descubierto posibles prestaciones que no fueron incluidas en el presente trabajo por cuestiones temporales. Entre ellas se incluyen:

- La capacidad del sistema para detectar fallos en las superficies de control. Aumentar la robustez del sistema de control detectando fallas en actuadores y ajustar la estrategia de estabilización.
- La capacidad de despegue y aterrizaje autónomos. A diferencia de plataformas de vuelo con desplazamiento vertical disponible, una aeronave de ala fija requiere cierta distancia para ejecutar estas dos maniobras.
- La capacidad de detección de maniobras inadecuadas. Se refiere a la evasión de maniobras inadecuadas que pueden poner el UAV en peligro.
- La capacidad de reconfiguración en vuelo. Se refiere a la reprogramación de las maniobras de emergencia luego de un reset asincrónico por falla durante el vuelo.