



Universidad
Europea MADRID

Máster en Ingeniería Aeronáutica

2023 – 2024

Trabajo Fin de Máster

Desarrollo de Algoritmo de Guiado Terminal para Recuperación Automática de Sistema Aero No Tripulado

Francisco Milán Cabrera

Tutor: Daniel González Juárez

Villaviciosa de Odón, Comunidad de Madrid

Diciembre 2024

ABSTRACT

This project addresses the design, development, and implementation of a terminal guidance algorithm for unmanned aerial systems (UAS), focusing on automatic net recovery. Terminal guidance proves to be critical during the final phase of flight, where high precision is required to minimize errors and ensure effective convergence toward the target, especially in hostile environments.

The work analyzes the state of the art in terminal guidance, gathering techniques used in the industry. Four main algorithms are compared using a low-fidelity simulator, with the best-performing one being selected based on project metrics and implemented in embedded software. Finally, it is integrated into a real UAS system and evaluated in flight.

Keywords: UAS, terminal guidance, flight control, net recovery, proportional navigation, simulation,

RESUMEN

Este proyecto aborda el diseño, desarrollo e implementación de un algoritmo de guiado terminal para sistemas aéreos no tripulados (UAS) enfocado en su recuperación automática mediante red. El guiado terminal es crítico en la fase final del vuelo, donde se requiere alta precisión para minimizar errores y garantizar una convergencia efectiva hacia el objetivo, especialmente en entornos hostiles.

El trabajo analiza el estado del arte en guiado terminal, recoge las técnicas empleadas en la industria. Cuatro algoritmos principales se comparan haciendo uso de un simulador de baja fidelidad, se obtiene el ganador según las métricas del proyecto y se implementa en software embebido. Finalmente, se integra en un sistema UAS real y se ensaya en vuelo.

AGRADECIMIENTOS

Quiero expresar mi más sincero agradecimiento a mi familia, quienes me han inculcado desde siempre la cultura del esfuerzo y la dedicación. Su apoyo incondicional y sus valores me han inspirado a afrontar cada reto con determinación y perseverancia.

También deseo agradecer a UAV Navigation – Grupo Oesía por brindarme la oportunidad de trabajar en la vanguardia de la industria UAS. Su confianza en mí ha sido un motor fundamental para mi desarrollo; y su ayuda en este proyecto ha resultado esencial para su finalización. Gracias por proporcionarme un entorno donde la innovación y el aprendizaje constante son posibles.

Finalmente, gracias querido lector por dedicar parte de su valioso tiempo a la lectura de este trabajo. Espero le resulte de interés.

TABLA DE CONTENIDO

ABSTRACT	1
AGRADECIMIENTOS.....	2
LISTA DE ACRÓNIMOS.....	8
1. INTRODUCCIÓN.....	9
1.1. Propósito.	9
1.2. Utilidad.	9
1.3. Estado del arte.	9
1.4. Objetivos.	14
1.5. Planificación.	14
2. SOBRE UAV Navigation – Grupo.....	15
2.1. UAV Navigation – Grupo Oesía.	15
2.2. Grupo Oesía.	15
3. DESARROLLO PRELIMINAR.....	16
3.1. Estudio del Estado del Arte (SOTA).	16
3.2. Simulación de algoritmos.....	24
3.3. Métricas de estudio.....	27
3.4. Resultados de la simulación.	28
3.5. Comparativa de algoritmos.	34
3.6. Elección para implementación.	35
4. IMPLEMENTACIÓN SOFTWARE	37
4.1. Arquitectura final.....	37
4.2. Consideraciones bucle de control externo.	38
5. VERIFICACIÓN Y VALIDACIÓN	43
5.1. Herramienta de simulación	43
5.2. Requisitos y pruebas funcionales	45
6. INTEGRACIÓN Y ADAPTACIÓN	46
6.1. Pruebas de integración	46
6.2. Ajuste del algoritmo de control.....	46
7. ENSAYOS EN VUELO.....	47

8. RESULTADOS, CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO	49
8.1. Resultados	49
8.2. Conclusiones	49
8.3. Trabajo futuro	49
9. MARCO REGULADOR.....	50
9.1. Marco regulador de los Sistemas Aéreos No Tripulados	50
10. ENTORNO SOCIOECONÓMICO.....	52
10.1. Mercado del sector UAS. Histórico y proyecciones.	52
10.2. Impacto socioeconómico	52
10.3. Presupuesto	53
BIBLIOGRAFÍA.....	54
Anexo A: Datos de simulación. Estrategia Prop Nav	55
Anexo B: Datos de simulación. Estrategia Prop Nav Corrected	59
Anexo C: Datos de simulación. Estrategia Path Fix	63
Anexo D: Datos de simulación. Estrategia Error Correction	67

ILUSTRACIONES

Ilustración 1: Uso de multicóptero para usos agrícolas [3]	10
Ilustración 2: En orden: Multirrotores, ala fija, monorrotor y VTOL [5]	11
Ilustración 3: Tipos de recuperación en ala fija.....	13
Ilustración 4: Planificación de proyecto	14
Ilustración 5: Equipo detrás de UAV Navigation - Grupo Oesía.....	15
Ilustración 6: Formulación geométrica de Guiado por Línea de Vista (izquierda) y Guiado Rumbo Constante (derecha) [8].....	17
Ilustración 7: Esquema bidimensional de la geometría LOS. v denota velocidad; a , aceleración; λ ángulo de la línea de visión, p , pursuer (perseguidor); y t , target (objetivo).	18
Ilustración 8: Esquema tridimensional de la geometría LOS.	18
Ilustración 9: Representación de LOS con observador la propia aeronave (la línea de visión se convierte en un punto en el horizonte local). Similar a la observación de la cámara u optrónico	19
Ilustración 10: Navegación Proporcional. Diagrama de flujo	20
Ilustración 11: Cambio en LOS inducido por el alabeo p . Planteamiento geométrico. .	21
Ilustración 12: Navegación Proporcional. Diagrama de flujo	22
Ilustración 13: Guiado por Senda y Rumbo Fijos. Diagrama de flujo.....	23
Ilustración 14: Guiado basado en errores Diagrama de flujo.....	24
Ilustración 15: Arquitectura del simulador de baja fidelidad	25
Ilustración 16: Datos simulación Prop Nav Sinusoidal Movement	30
Ilustración 17: Datos simulación Prop Nav Corrected Sinusoidal Movement.....	31
Ilustración 18: Datos simulación Path Fix Sinusoidal Movement.....	32
Ilustración 19: Datos simulación Error Correction Sinusoidal Movement.....	33
Ilustración 20: Arquitectura final a implementar.....	38
Ilustración 21: USW empleados en el Guiado Terminal.....	39
Ilustración 22: Efectos de LPF en señal [9]	39
Ilustración 23: Pérdida del objetivo en campo de visión por cabeceo (arriba) y guiñada (abajo).	41
Ilustración 24: Producto VECTOR-HIL (arriba) e interfaz gráfica de entrono de simulación (abajo)	45
Ilustración 25: Plataforma tipo: Ala fija con cola en V	47
Ilustración 26: Esquema de plan de vuelo.....	48
Ilustración 27: Pasos de la metodología SORA.....	51
Ilustración 28: Datos simulación Prop Nav No Moving Target	55
Ilustración 29: Datos simulación Prop Nav Moving Target.....	55
Ilustración 30: Datos simulación Prop Nav	56
Ilustración 31: Datos simulación Prop Nav	56
Ilustración 32: Datos simulación Prop Nav	57
Ilustración 33: Datos simulación Prop Nav.....	57
Ilustración 34: Datos simulación Prop Nav	58
Ilustración 35: Datos simulación Prop Nav Corrected No Moving Target.....	59
Ilustración 36: Datos simulación Prop Nav Corrected Moving Target	59
Ilustración 37: Datos simulación Prop Nav Corrected High Slope	60
Ilustración 38: Datos simulación Prop Nav Corrected Low Slope.....	60

Ilustración 39: Datos simulación Prop Nav Corrected Wrong Slope	61
Ilustración 40: Datos simulación Prop Nav Corrected Too Fast	61
Ilustración 41: Datos simulación Prop Nav Corrected Circular Movement.....	62
Ilustración 42: Datos simulación Path Fix No Moving Target	63
Ilustración 43: Datos simulación Path Fix Moving Target	63
Ilustración 44: Datos simulación Path Fix Low Slope	64
Ilustración 45: Datos simulación Path Fix High Slope	64
Ilustración 46: Datos simulación Path Fix Wrong Slope	65
Ilustración 47: Datos simulación Path Fix Too Fast	65
Ilustración 48: Datos simulación Path Fix Circular Movement	66
Ilustración 49: Datos simulación Error Correction No Moving Target.....	67
Ilustración 50: : Datos simulación Error Correction Moving Target	67
Ilustración 51: Datos simulación Error Correction High Slope	68
Ilustración 52: Datos simulación Error Correction Low Slope	68
Ilustración 53: Datos simulación Error Correction Wrong Slope	69
Ilustración 54: Datos simulación Error Correction Too Fast	69
Ilustración 55: Datos simulación Error Correction Circular Movement.....	70

TABLAS

Tabla 1: Archivos de simulación	26
Tabla 2: Condiciones iniciales y comportamiento del objetivo por cada caso	27
Tabla 3: Resultados cuantitativos de las simulaciones	28
Tabla 4: Resultados cualitativos	29
Tabla 5: Ajuste ponderado de los resultados cuantitativos	35
Tabla 6: Casa de la Calidad del proyecto con los algoritmos propuestos	35
Tabla 7: Arquitectura de simulación HIL	44
Tabla 8: Categorías y características UAS de EASA.....	51
Tabla 9: Presupuesto del Proyecto.....	53

LISTA DE ACRÓNIMOS

AGL	Sobre Nivel de Suelo / Above Ground Level
AP	Autopiloto
BLOS	Más Allá de la Línea de Vista/ Beyond Visual Line of Sight
CB	Rumbo Constante / Constant Bearing
GCS	Estación de Control de Tierra/ Ground Control Station
GNC	Guiado Navegación y Control
GNSS	Global Navigation Satellite System
GUI	Interfaz de Usuario Gráfica/ Graphical User Interface
HIL	Hardware In The Loop
LOS	Line Of Sight / Linea de Vista
MCC	Ordenador de control de Misióón / Mission Control Computer
PP	Persecución Pura / Pure Pursuit
Prop Nav	Navegación Proporcional / Proportional Navigation
SIL	Software In The Loop
SOTA	State Of the Art / Estado del Arte
UAS	Unmanned Aerial System
USW	User Switch
VLOS	Linea de Vista Visual / Visual Line of Sight
WP	Waypoint

1. INTRODUCCIÓN

1.1. Propósito.

Tal y como se indica en el título, este trabajo tiene como meta el desarrollo, implementación y validación en vuelo de un algoritmo para el guiado terminal de un Sistema Aéreo No Tripulado (UAS por sus siglas en inglés) para su recuperación en red.

Durante la mayor parte de la operación UAS, la plataforma se encuentra a altitudes lo suficientemente altas para poder navegar empleando un sistema global de referencia (como el GNSS) y permitir un error de posición de unos metros. Por el contrario, en la fase terminal del vuelo, durante su recuperación, la navegación ha de ser relativa, tomando como referencia el objeto sobre el cual la posición de la plataforma ha de converger y los errores permitidos bajan como mínimo un orden de magnitud. Esto obliga a tener una solución de navegación, control y guiado de alta precisión entorno al objetivo.

El tema de la tesis viene motivado por un acuerdo comercial entre actores descritos en 1.3.5.

1.2. Utilidad.

La industria UAS está en pleno crecimiento [1] y actualmente entrando en fase de maduración. Los casos de uso para estas plataformas tanto en el mundo militar como en el civil son cada vez más variados debido a su gran versatilidad, bajo coste de operación y fácil despliegue.

Dentro de las variadas formas de recuperar un UAS, se encuentra la recuperación mediante dispositivos externos de reducción de energía cinética empleados generalmente en plataformas de ala fija carentes de tren de aterrizaje o de una pista donde aterrizar y su concepto operacional no contemple el despliegue de paracaídas. Estos dispositivos pueden venir en diferentes formatos y tamaños, y las recuperaciones pueden realizarse de manera estática o en movimiento.

La creciente demanda de UAS, sumada a la variedad de dispositivos de recuperación y conceptos operacionales hacen de vital importancia disponer de un método preciso y robusto que garantice un alto porcentaje de éxito en este tipo de maniobras.

1.3. Estado del arte.

1.3.1. Introducción a los Sistemas Aéreos No Tripulados.

La primera vez de la que se tiene constancia del uso de un dispositivo aéreo no tripulado fue durante el Asedio a Venecia (1849), donde las fuerzas austríacas desplegaron una serie de globos flotantes con explosivos cronometrados para detonar sobre la ciudad. A pesar de los escasos beneficios de esta estrategia, se abrió un nuevo paradigma, y

durante el siglo siguiente, las tecnologías de vehículos no tripulados experimentarían un crecimiento exponencial motivado por programas militares, al igual que la mayoría de las tecnologías aeroespaciales. Hitos importantes incluyen la primera implementación exitosa de un avión controlado por radio en 1916, el desarrollo de blancos aéreos en la década de 1930, y la sofisticación durante la Guerra Fría de plataformas guiadas (ahora también utilizadas con fines de vigilancia) a medida que la electrónica se volvió más liviana y potente [2].

En la década de los 2000, la disponibilidad de esta tecnología, que había sido desarrollada con fines tácticos, junto con los avances en fiabilidad, miniaturización y capacidades de los componentes, así como la abundancia de productos comerciales de estantería (COTS), atrajeron a innovadores civiles y aficionados. Hoy en día, se encuentran usos de los sistemas aéreos no tripulados (UAS) en diversos sectores industriales, entre otros [2]:

- Video y fotografía
- Sector inmobiliario
- Agricultura
- Construcción e inspecciones
- Salvamento
- Seguros
- Meteorología



Ilustración 1: Uso de multicoptero para usos agrícolas [3]

El rápido aumento del número de operaciones UAS ha obligado a los reguladores aéreos como la FAA o EASA a la construcción de un sistema regulatorio.

1.3.2. Tipos de plataformas.

Los Sistemas Aéreos No Tripulados (UAS) vienen en diversos formatos, pero pueden clasificarse en cuatro categorías diferentes según las principales características aerodinámicas de cada plataforma [4]:

- a) **Multirrotor.** El tipo de UAS más conocido por el público. Son capaces de mantener el vuelo gracias a los rotores orientados verticalmente que fuerzan el aire hacia abajo, y también se utilizan para controlar dicho vuelo mediante cambios en el momento y la potencia que cada uno produce. Según el número de rotores, se pueden clasificar en tricópteros, cuadricópteros, hexacópteros y octocópteros: tres, cuatro, seis y ocho motores respectivamente. Estas plataformas son las más económicas del mercado y tienen ventajas como un formato compacto y la capacidad de mantenerse en vuelo estacionario; su principal desventaja es su limitada autonomía, con tiempos de vuelo promedio que no superan los 40 minutos.
- b) **Monorrotor.** Plataformas similares a los helicópteros que pueden mantener el vuelo al redirigir el flujo de aire entrante a través de su rotor principal, y que generalmente son estabilizadas y controladas a través del rotor de cola (excepto en los diseños coaxiales). Estos UAS suelen estar propulsados por motores de gasolina, lo que extiende la autonomía en comparación con los multirrotos. También pueden transportar cargas más pesadas, pero tienen un mayor factor de riesgo asociado debido al tamaño de sus hélices y la falta de redundancia durante el vuelo.
- c) **Ala fija.** Vehículos aéreos que mantienen el vuelo generando sustentación a través de superficies aerodinámicas, como los aviones convencionales. Esto les otorga la capacidad de volar durante largos periodos de tiempo, pero necesitan pistas largas para despegar y aterrizar o sistemas internos o externos para su lanzamiento y recuperación. No pueden mantenerse en vuelo estacionario. Este es el tipo de aeronave que se empleará en misiones reales del algoritmo desarrollado.
- d) **VTOL híbrido.** Combinando las capacidades de las plataformas de multirrotor y de ala fija, estos diseños pueden ofrecer largos tiempos de vuelo con la capacidad de mantenerse en vuelo estacionario y despegar y aterrizar verticalmente, aunque no de manera tan eficiente como sus contrapartes aisladas.

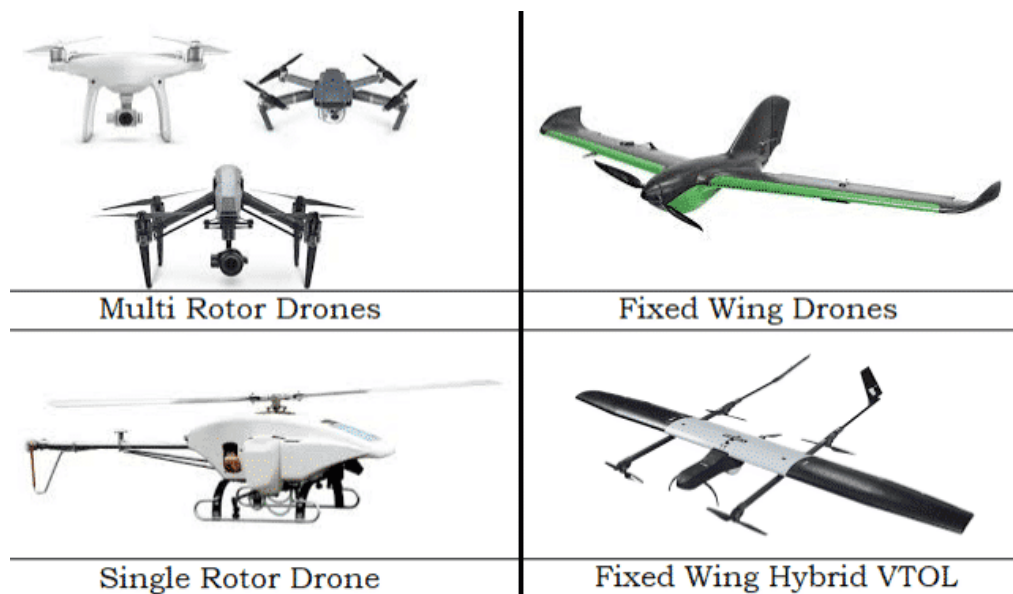


Ilustración 2: En orden: Multirrotos, ala fija, monorrotor y VTOL [5]

1.3.3. Arquitectura UAS.

Los UAS son en realidad una combinación de diferentes subsistemas, siendo los esenciales:

- a) **Aeronave.** El vehículo operado en sí mismo (UAV), diseñado para realizar funciones específicas durante la misión. Esto incluye, entre otros:
 - Elementos estructurales.
 - Subsistema de propulsión.
 - Superficies generadoras de sustentación.
- b) **Mando, Control y Comunicación (C3).** Interfaz e infraestructura utilizada para transmitir información del operador al aire y viceversa, procesar esa información y actuar en consecuencia. Esto incluye:
 - Autopiloto (AP): dispositivo a bordo cargado con la lógica necesaria para lograr un grado mayor o menor de autonomía. Existen soluciones comerciales de autopilotos; y versiones de código abierto como ArduPilot.
 - Estación de Control en Tierra (GCS): centro de control basado en tierra (o mar) donde los operadores pueden introducir comandos en el sistema. Las GCS profesionales normalmente incluyen una Interfaz Gráfica de Usuario (GUI) con mapas interactivos a través de los cuales se pueden cargar puntos de referencia para conformar un plan de vuelo.
 - Enlace de datos: infraestructura utilizada para la transmisión de información desde la tierra al aire y viceversa. Varía desde la Línea de Visión Directa (LOS), donde las ondas de radio pueden viajar directamente desde la terminal en tierra a la terminal aérea, hasta más allá de la Línea de Visión (BLOS), donde esto no es posible debido a la curvatura de la Tierra y se utilizan otras técnicas como la comunicación por satélite.
- c) **Periféricos.** Dispositivos de apoyo a la operación como pueden ser dispositivos GPS, de odometría visual o sensores de presión.
- d) **Carga útil.** Cámaras de vigilancia, comunicaciones, sensores aéreos, carga u otro tipo de terminales que aumenten las funcionalidades del vehículo y que dotan de valor al vuelo.
- e) **Equipo humano.** Tripulación para garantizar el éxito de la misión desde tierra.

1.3.4. Tipos de recuperación en UAS de ala fija

Los sistemas de recuperación de sistemas aéreos no tripulados incluyen:

- a) **Aterrizaje en pista.** Similar a la manera en la que aterrizan los aviones tripulados, los UAS que emplean este sistema cuentan con un tren de aterrizaje fijo o desplegable. A través de una aproximación controlada y una maniobra de *flare*, la plataforma pierde energía cinética y es capaz de posarse en tierra a baja velocidad. Dos inconvenientes de este método incluyen el tener que acarrear el peso del tren durante todo el vuelo y la necesidad de la infraestructura asociada.
- b) **Recuperación por paracaídas.** Mediante suelta magnética, mecánica o explosiva, el UAS podrá desplegar un paracaídas que reduzca su velocidad y descienda lentamente hasta tocar suelo. El paracaídas puede ser acompañado por un airbag en la panza del avión. Una de las desventajas principales de este

sistema es que en la fase de descenso no se tiene control y el viento puede hacer que la plataforma derive considerablemente desde el punto de despliegue.

- c) **Aterrizaje en red.** El UAS se dirige con una velocidad reducida directamente hacia una red dispuesta verticalmente. Uno de los mayores desafíos de este método radica en la necesidad de tener precisión en la navegación y guiado para no fallar el aterrizaje.
- d) **Aterrizaje en cable.** El UAS, con un gancho desplegado, sobrevuela una plataforma capaz de alzar un cable que *captura* la plataforma. El mayor inconveniente en este caso es la complejidad del sistema de recuperación.



Ilustración 3: Tipos de recuperación en ala fija

UAS de tipo multirrotor, monorrotor o VTOL pueden emplear sus sistemas de propulsión vertical para hacer *hover* sobre la plataforma de aterrizaje y posarse sin necesidad de dispositivos externos.

1.3.5. Actores comerciales en el guiado terminal.

Distintos actores comerciales han de colaborar para llevar a término el guiado terminal. Como se ha mencionado, las operaciones UAS pueden ser de diversa índole, pero, de forma general podemos destacar los cuatro principales.

- a) **Operador de vuelo.** Actor que efectúa y/o monitorizan la misión. Resulta fundamental que comprenda como el guiado terminal ese integra dentro de la misma, que conozcan sus limitaciones y las circunstancias que permiten su uso.
- b) **Plataformista.** Institución o empresa propietarias del vehículo no tripulado. Habrá de garantizar que la maniobra de aproximación terminal puede ejecutarse dentro de la envolvente de la aeronave. En ocasiones, puede coincidir con el operador.
- c) **Proveedor de dispositivos de seguimiento.** Proporciona los dispositivos visuales, térmicos, radar, sonar o basados en otras tecnologías que permitan rastrear un objetivo y transmitir información de posición y velocidad relativa al control de la plataforma.

- d) **Proveedor de solución GNC (Guiado, Navegación y Control).** Proporciona las lógicas de guiado, navegación y control necesarias para completar la misión con el grado de autonomía requerido. Esta tesis se centra en el desarrollo que debe de realizar este actor para contribuir a la finalización con éxito de un proyecto de guiado terminal. En concreto, el trabajo ha sido desarrollado dentro del contexto de la empresa UAV Navigation - Grupo Oesía.

1.4. Objetivos.

El objetivo general de esta tesis, como ya se ha mencionado, es el desarrollo de una lógica compatible con software embebido capaz de guiar de manera segura a un avión de ala fija no tripulado en la fase terminal del vuelo.

Para alcanzar dicho objetivo, se han establecido las siguientes metas:

- a) Estudio de algoritmos usados en la industria actualmente y propuestos por la literatura.
- b) Recopilación y síntesis de lógicas potencialmente aptas para implementación.
- c) Configuración de un simulador de baja fidelidad para la comparativa directa y el cribado de las soluciones propuestas.
- d) Implementación en software embebido de la lógica de guiado terminal seleccionada en la meta anterior.
- e) Simulación en laboratorio mediante uso de herramientas como SIL y HIL.
- f) Integración con el sistema completo de guiado terminal.
- g) Ensayos en vuelo.

1.5. Planificación.

Este desarrollo forma parte de un marco de proyecto tecnológico llevado a cabo dentro de la empresa UAV Navigation – Grupo Oesía. Por ende, la planificación se ha debido adaptar completamente a las necesidades de cliente, disponibilidad de espacio aéreo para ensayos en vuelo y la gestión de recursos dentro de la compañía.

La planificación que se muestra a continuación contempla el trabajo de un solo ingeniero trabajando a tiempo completo (40h semanales) a dicho proyecto con fecha de inicio en el 1 de enero (como referencia).

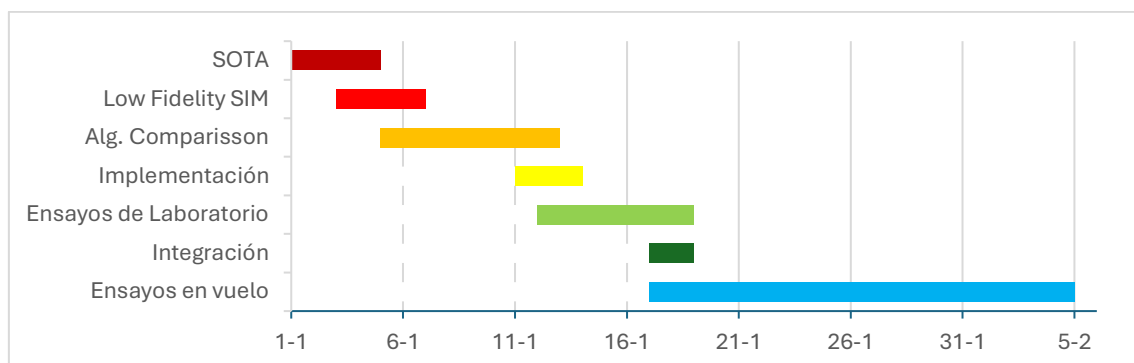


Ilustración 4: Planificación de proyecto

2. SOBRE UAV Navigation – Grupo

2.1. UAV Navigation – Grupo Oesía.

UAV Navigation – Grupo Oesía (UAVNGO) es una compañía privada ubicada en San Sebastián de los Reyes (Madrid) que desde 2004 está especializada en soluciones de guiado, navegación y control para vehículos no tripulados.

Gracias a sus soluciones hardware y software robustas versátiles, y fiables, ha logrado situarse como un actor de relevancia internacional en el sector. Cuenta con una gran variedad de clientes en 14 países, incluyendo fabricantes aeronáuticos Tier 1 y plataformistas de UAVs de altas prestaciones, VTOLs, blancos aéreos, helicópteros y vehículos de superficie.

Una de las claves del éxito de UAV Navigation – Grupo Oesía es la capacidad de desarrollar sistemas AHRS y algoritmos de control de vuelo de forma propietaria, lo cual supone también una ventaja estratégica a nivel nacional [6].



Ilustración 5: Equipo detrás de UAV Navigation - Grupo Oesía

2.2. Grupo Oesía.

A su vez, Grupo Oesía es una compañía fundada enteramente con capital privado español cuya misión es suministrar tecnología puntera a los sectores de seguridad, defensa y aeroespacial, a la par que crear un mundo más eficiente, seguro y sostenible.

Actualmente está conformado por las empresas Oesía Networks, Tecnobit, Cypherbit, UAV Navigation e Instar; todas ellas punteras en los sectores digital, defensa, cifra, vehículos no tripulados y telecomunicaciones respectivamente. Gracias a la aglutinación de talento en distintos sectores interrelacionados, el grupo consigue generar un ecosistema donde la innovación pueda proporcionar tecnologías disruptivas en el futuro [7].

3. DESARROLLO PRELIMINAR

3.1. Estudio del Estado del Arte (SOTA).

El proyecto comienza con un análisis del estado del arte a cerca del guiado terminal. Esto incluye el conocimiento de las tecnologías actualmente empleadas, así como de propuestas formuladas en la literatura que todavía no han sido puestas en práctica a nivel comercial.

En el sector defensa se encuentra el uso más extendido del guiado terminal de la mano de los misiles de intercepción. Su concepto de operación suele incluir una primera fase de aproximación mediante un control tradicional con una precisión de varios metros, y una fase terminal que exige un control específico que permita la navegación en función del comportamiento de un objetivo y disminuya error por debajo de 1 m.

Diversas leyes de control pueden ser empleadas, entre las que destacan:

- a) **Guiado por la Línea de Visión (Line of Sight - LOS).** Se clasifica como un esquema de guiado por tres puntos ya que involucra a un sistema de referencia típicamente estacionario, un interceptor y un objetivo. Se denomina con el término LOS debido a que el interceptor ha de ser capaz de llegar al objetivo adaptando su cinemática a la línea de visión entre el punto de referencia y el objetivo. Este tipo de guiado se emplea normalmente en misiles tierra-aire, generalmente acompañados de una estación de tierra que constituye el punto de referencia y que ilumina al objetivo con un rayo láser cuyo haz conforma dicha línea de visión.
- b) **Guiado por Persecución Pura (Pure Pursuit - PP).** Se clasifica como un esquema de guiado por dos puntos ya que solo están involucrados el interceptor y el objetivo. El interceptor ha de tratar de alinear su velocidad a lo largo de la línea de vista entre el interceptor y el objetivo. Esta estrategia se asemeja a un predador dando caza a su presa en el mundo animal. El guiado PP ha sido empleado generalmente en misiles aire-tierra.
- c) **Guiado por Rumbo Constante (Constant Bearing - CB).** Es también un esquema de guiado por dos puntos con la misma geometría que el guiado PP. La diferencia entre ambos reside que en el guiado CB, el interceptor ha de alinear su velocidad relativa con respecto al objetivo. Dicho objetivo es equivalente a reducir la velocidad angular de la línea de vista a cero de tal forma que el interceptor mantenga un rumbo constante con respecto al objetivo (de ahí el nombre), lo cual asegura la intersección siempre y cuando el objetivo no sea más veloz que el perseguidor. Este tipo de guiado ha sido empleado tradicionalmente en misiles aire-aire, además de ser una ley centenaria que los marineros emplean para evitar colisionar en alta mar (cambiando el rumbo para evitar situaciones de rumbo relativo entre navíos constante). El método más común para la implementación del guiado CB es mediante Navegación Proporcional (PN) [8].

En este estado del proyecto, resulta fundamental entender el alcance de la misión tipo que se pretende llevar a cabo y la información que los optrónicos son capaces de recoger y proporcionar al autopiloto encargado del control. Principalmente, cabe destacar que lo más sencillo y fiable de calcular desde un dispositivo de seguimiento integrado en la aeronave y completamente independiente de tierra y de otras fuentes de información, son los ángulos y velocidades angulares de la línea de visión en el esquema de dos puntos. Además, la distancia al objetivo se puede estimar en base al tamaño del dicho objetivo en el campo de visión, si bien no de manera lo suficientemente precisa como para emplear este dato en el control. Con esto en mente, se han propuesto las siguientes leyes de control para una mayor exploración en simulación.

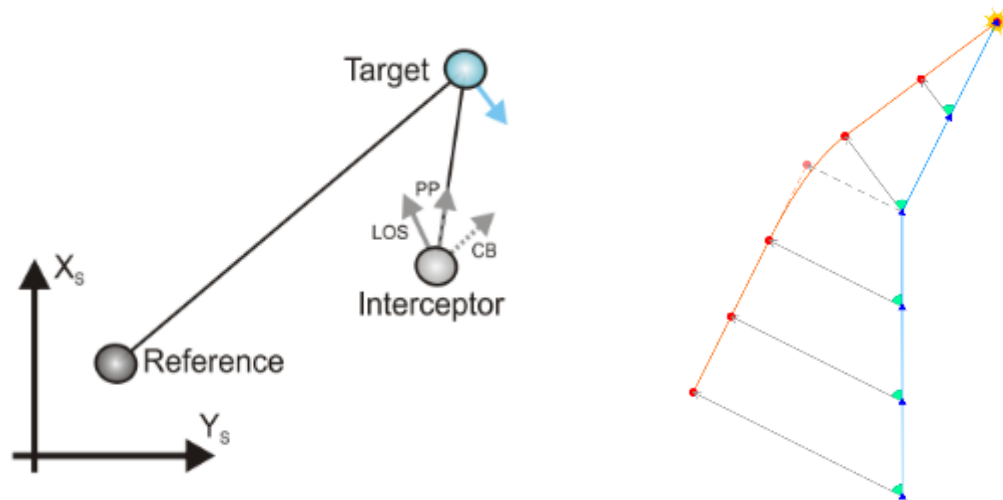


Ilustración 6: Formulación geométrica de Guiado por Línea de Vista (izquierda) y Guiado Rumbo Constante (derecha) [8]

3.1.1. Algoritmos de guiado propuestos.

Tras el análisis del estado del arte en materia de algoritmos de guiado terminal, se proponen cuatro posibles soluciones: guiado por navegación proporcional, en su formulación fundamental y corregida; guiado por senda y rumbo fijos, y guiado por errores angulares. También nombrados como Prop Nav, Prop Nav Corrected, Path Fix y Error Correction respectivamente.

3.1.1.1. Navegación Proporcional (Prop Nav).

Como se explica en la sección 3.1 c), la Navegación Proporcional es el método más extendido en el Guiado por Rumbo Constante. Se basa en provocar en la aeronave una velocidad de rotación directamente proporcional a la rotación de la línea de visión entre la aeronave y el objetivo; de ahí el nombre.

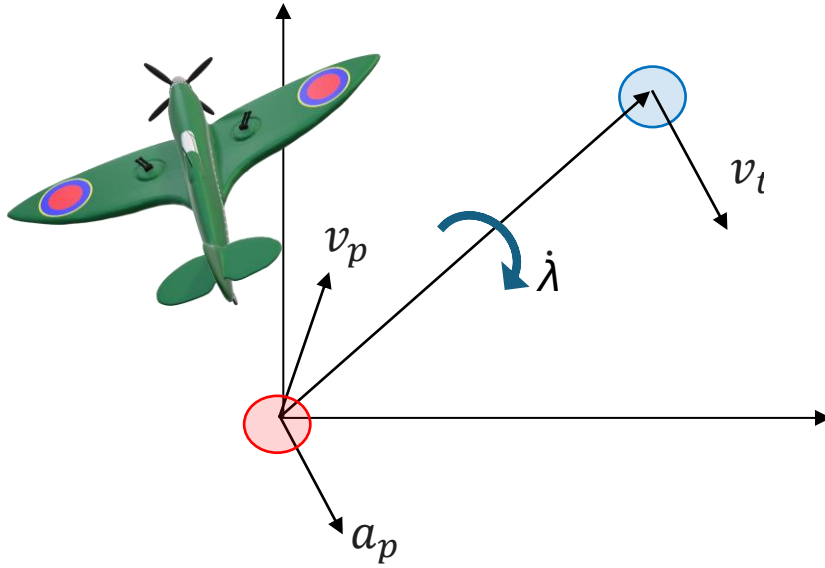


Ilustración 7: Esquema bidimensional de la geometría LOS. v denota velocidad; a , aceleración; λ ángulo de la línea de visión, p , pursuer (perseguidor); y t , target (objetivo).

Los ángulos que determinan la línea LOS se miden con respecto al sistema de referencia del avión y se definen como elevación (ϵ) en el eje longitudinal, y azimut (γ) en el lateral. El criterio de signos para estos ángulos es solidario con el criterio de los ángulos de cabeceo y guiñada respectivamente (positivo hacia *arriba* y *derechas*). El sentido de los ejes cuerpos de la aeronave siguen el criterio tradicional: $\vec{l}_b$ se encuentra en el plano de simetría del avión apuntando hacia el morro; $\vec{j}_b$ es perpendicular al plano de simetría y recae sobre el ala derecha; y $\vec{k}_b$ completa el triedro.

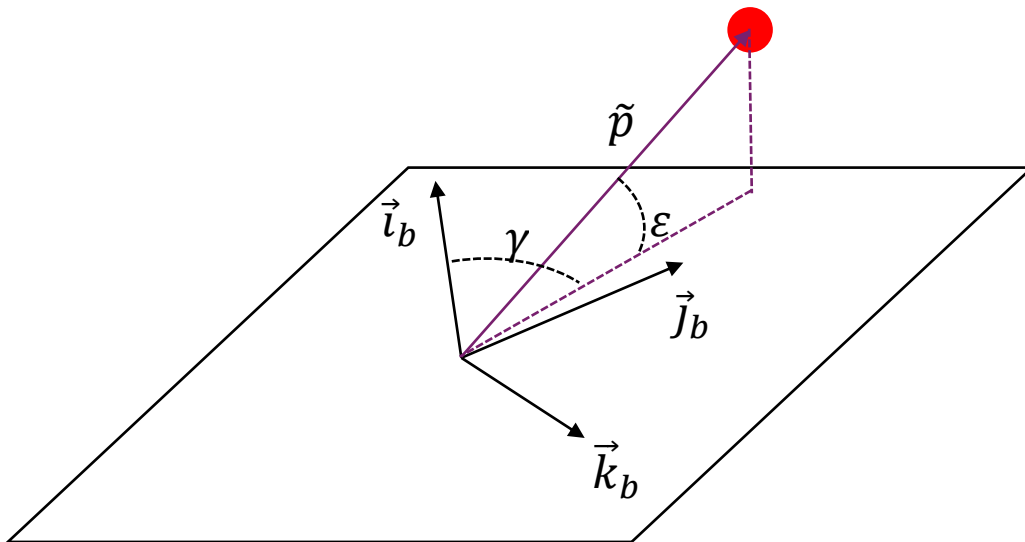


Ilustración 8: Esquema tridimensional de la geometría LOS.

Teniendo como observador la propia aeronave, el mismo problema se puede representar en una Pantalla Principal de Vuelo, donde la posición del objetivo viene determinada por la tupla de ángulos $[\epsilon, \gamma]$.

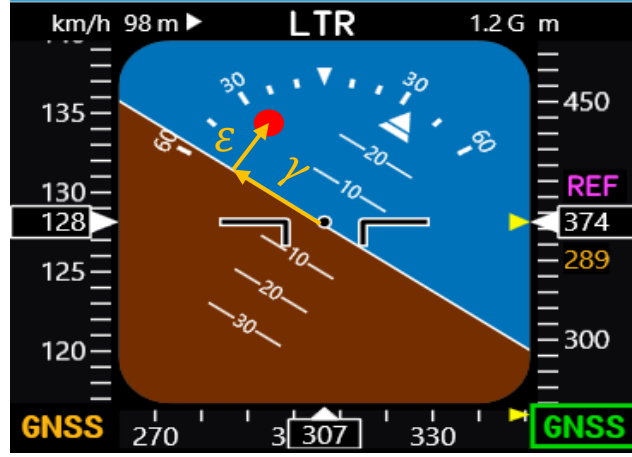


Ilustración 9: Representación de LOS con observador la propia aeronave (la línea de visión se convierte en un punto en el horizonte local). Similar a la observación de la cámara u optrónico

La ley de guiado basado en la navegación proporcional puede formularse de la siguiente manera en el contexto desarrollado. Donde el vector de velocidades angulares comandadas con respecto a cada uno de los ejes del avión $[p_c, q_c, r_c]$ viene dado por las relaciones (1), (2) y (3).

$$p_c = k_p \dot{\gamma} \quad (1)$$

$$q_c = k_q \dot{\epsilon} \quad (2)$$

$$r_c = k_r \dot{\gamma} \quad (3)$$

Donde k_p, k_q y k_r denotan ganancias de control ajustables.

El guiado proporcional tradicional no incluye la corrección lateral mediante comando de alabeo. Uno de los factores contribuyentes a esto reside en que este tipo de ley de guiado se usa en misiles, los cuales suelen ser controlados por medio de aletas o empuje vectorial. Debido a que el algoritmo de control desarrollado tiene su caso de uso en aeronaves de ala fija que cuentan con alerones, correcciones de rumbo mediante alabeo son posibles y un estándar en la aviación tradicional.

Otra formulación equivale en este problema es mediante el análisis de las velocidades.

$$\bar{v}_c = \bar{v} - \bar{k} \frac{\tilde{p}(t)}{|\tilde{p}(t)|} \quad (4)$$

Donde $\tilde{p}(t) = \bar{p}_p(t) - \bar{p}_t(t)$ denota el vector de línea de vista y $\bar{k}$ es el vector ganancia. En la literatura, este vector ganancia puede aparecer en función de la distancia entre el objetivo y el perseguidor. Sin embargo, tal y como se ha mencionado,

esta distancia resulta difícil de estimar de manera precisa en un entorno real, por lo que se decide que será constante durante toda la maniobra.

Nótese que el guiado por rumbo constante resulta equivalente al algoritmo de persecución pura (PP) cuando el objetivo es estacionario. En esencia, la diferencia entre ambas lógicas es si la velocidad del objetivo se tiene en cuenta en el control. Esto hace que la lógica basada en la navegación proporcional sea versátil y pueda cubrir con la misma precisión teórica un objetivo estacionario en tierra y un objetivo móvil en tierra o aire.

Debido a la naturaleza de este algoritmo, las maniobras que se describen se pueden clasificar en dos tramos bien diferenciado; salvando pequeñas oscilaciones debidas a la propia dinámica de la plataforma en vuelo, y siempre y cuando el movimiento del objetivo sea rectilíneo y uniforme, o estacionario. La primera fase será un movimiento no rectilíneo en el que el guiado oriente la aeronave hacia rumbo de colisión, debido a unas velocidades angulares de LOS alejadas de 0. La segunda fase consiste en un movimiento rectilíneo donde las correcciones son mínimas debido a que la aeronave ya está orientada y las velocidades angulares de LOS oscila ligeramente en torno a 0; en este caso, se dice que la aeronave ha entrado en el triángulo de velocidades.

Una de sus ventajas principales es que, en este tipo de guiado, no se precisa conocer la distancia hasta el objetivo. Esto es fundamental ya que una correcta y precisa estimación de la distancia entre el perseguidor y el objetivo mediante optrónica no resulta sencillo, como se ha mencionado anteriormente.

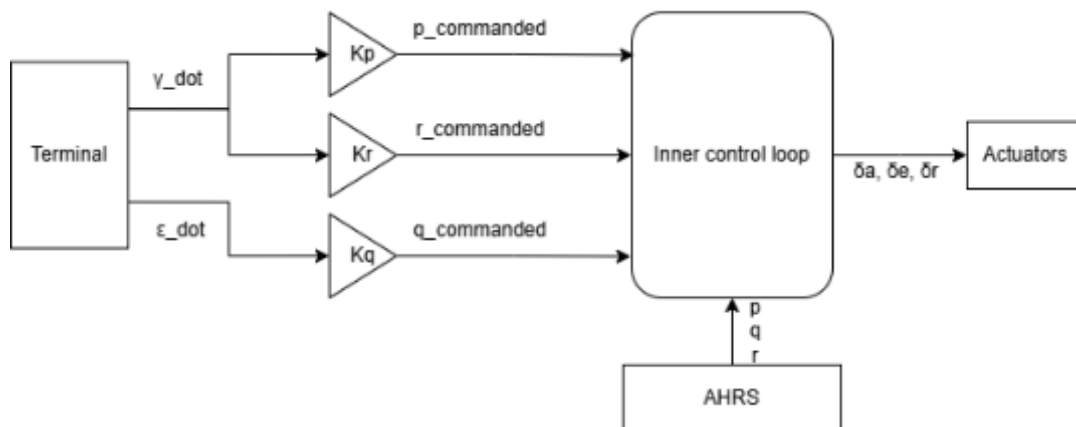


Ilustración 10: Navegación Proporcional. Diagrama de flujo

3.1.1.2. Navegación Proporcional Corregida (Prop Nav Corrected).

Se propone una modificación al guiado por control de rumbo base explicado en el punto anterior. Esta consiste en mejorar la estimación del movimiento relativo del objetivo teniendo en cuenta la estimación de velocidad angular de la propia aeronave. De esta manera se busca compensar las oscilaciones de corto periodo inducidas por el propio movimiento de corrección del UAV.

La información de las velocidades angulares de la aeronave $[p, q, r]$ proviene de la unidad de estimación de actitud y rumbo (AHRS).

La ley de control sería la descrita en ecuaciones (5) (6) y (7) (el sufijo *o* denota *observado*):

$$p_c = k_p(\dot{\gamma}_0 + p \cdot \sin\left(\text{atan}\left(\frac{\varepsilon}{\gamma}\right)\right) + r) \quad (5)$$

$$q_c = k_q(\varepsilon_0 - p \cdot \cos\left(\text{atan}\left(\frac{\varepsilon}{\gamma}\right)\right) + q) \quad (6)$$

$$r_c = k_r(\dot{\gamma}_0 + p \cdot \sin\left(\text{atan}\left(\frac{\varepsilon}{\gamma}\right)\right) + r) \quad (7)$$

La contribución de las velocidades angulares q y r resulta clara en la corrección de $\dot{\varepsilon}$ y $\dot{\gamma}$, ya que un movimiento de cabeceo o guiñada produce un desplazamiento relativo aparente en el objetivo de igual velocidad angular en elevación y azimuth respectivamente. La relación con el movimiento de alabeo no resulta tan directa, pero se puede deducir teniendo en cuenta que un movimiento de alabeo induce un desplazamiento relativo circular del objetivo en torno al eje $\vec{l}_b$ de la aeronave. Por tanto, mediante geometría se plantea y resuelve el problema.

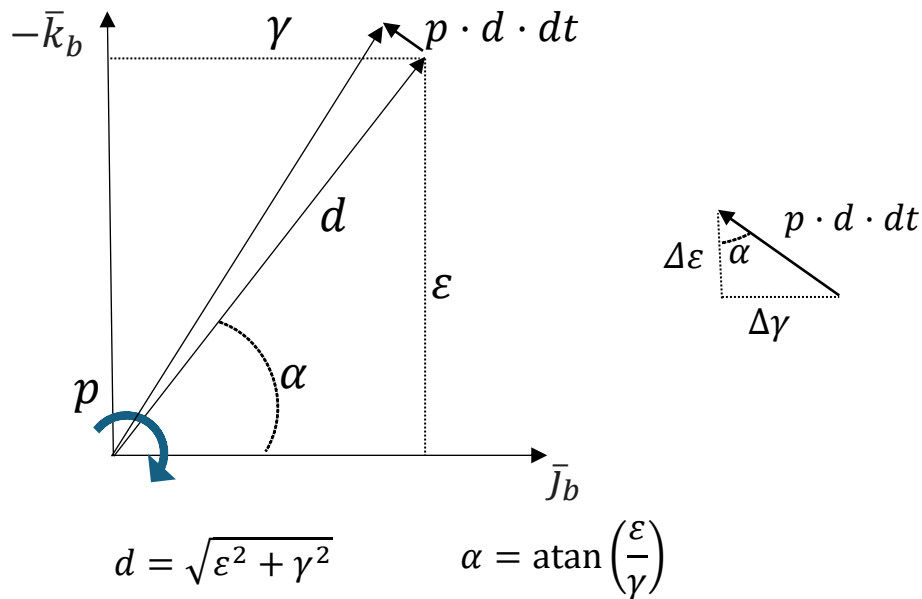


Ilustración 11: Cambio en LOS inducido por el alabeo p . Planteamiento geométrico.

Del planteamiento geométrico se obtiene,

$$\Delta \varepsilon_i = p \cdot d \cdot dt \cdot \cos \alpha \quad (8)$$

$$\Delta \gamma_i = p \cdot d \cdot dt \cdot \sin \alpha \quad (9)$$

Finalmente, aplicando la definición de las velocidades angulares en elevación y azimut:

$$\dot{\varepsilon}_i = \frac{\Delta \varepsilon}{d \cdot dt} = p \cdot \cos \left(\text{atan} \left(\frac{\varepsilon}{\gamma} \right) \right) \quad (10)$$

$$\dot{\gamma}_i = \frac{-\Delta \gamma}{d \cdot dt} = -p \cdot \sin \left(\text{atan} \left(\frac{\varepsilon}{\gamma} \right) \right) \quad (11)$$

Siendo,

$$\dot{\varepsilon} = \dot{\varepsilon}_0 - \dot{\varepsilon}_i \quad (12)$$

$$\dot{\gamma} = \dot{\gamma}_0 - \dot{\gamma}_i \quad (13)$$

De donde se deducen ecuaciones (5), (6) y (7).

Nótese que existe un caso en el que las ecuaciones (10) y (11) no están determinadas. Esto ocurre cuando $\gamma = 0$; caso que puede ser protegido y en el que la solución de las velocidades angulares inducidas serían las descritas en (14) y (15). Estas relaciones se obtienen aplicando $\lim_{\gamma \rightarrow 0^+} \dot{\varepsilon}_i(\gamma)$, $\lim_{\gamma \rightarrow 0^+} \dot{\gamma}_i(\gamma)$.

$$\dot{\varepsilon}_i = \frac{\Delta \varepsilon}{d \cdot dt} = 0 \quad (14)$$

$$\dot{\gamma}_i = \frac{-\Delta \gamma}{d \cdot dt} = -p \cdot \text{sgn}(\varepsilon) \quad (15)$$

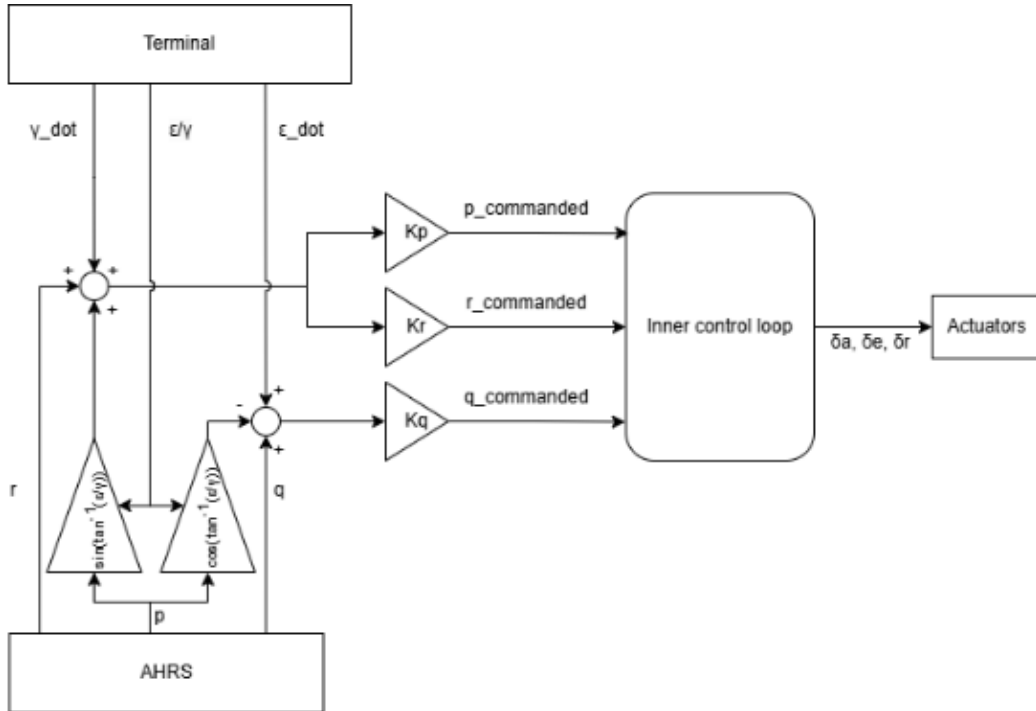


Ilustración 12: Navegación Proporcional. Diagrama de flujo

Esta ley de control es aplicable solo en caso de que la estimación del movimiento relativo del objetivo en el dispositivo de seguimiento no tenga en cuenta la propia dinámica del perseguidor.

3.1.1.3. Guiado por Senda y Rumbo Fijos (Path Fix).

Este guiado está basado en el guiado estándar de control del autopiloto. En vuelo nominal, se fija una senda y rumbo objetivo que crean una pata tridimensional que dirige a la plataforma hacia un punto o waypoint (WP) concreto. Con esta estrategia, se propone un algoritmo que actualice en tiempo real la pata de longitud infinita que une el perseguidor con el objetivo.

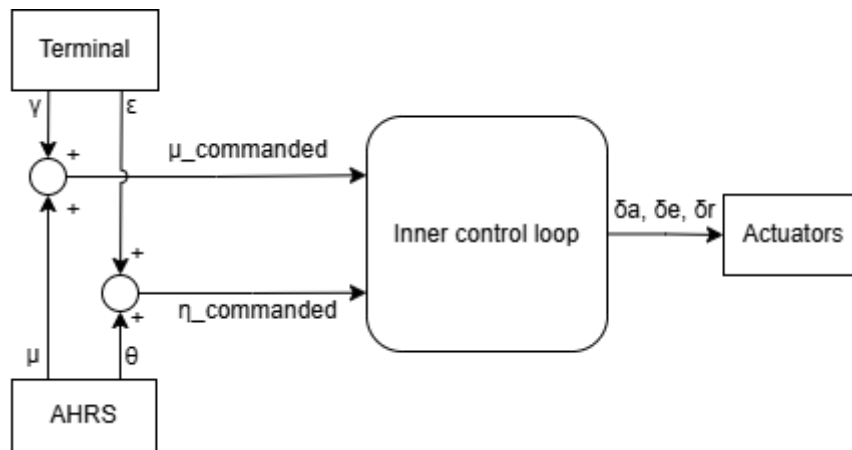


Ilustración 13: Guiado por Senda y Rumbo Fijos. Diagrama de flujo.

La ventaja principal de este método radica en que, si el objetivo permanece estático, una sola iteración del estimador sería suficiente para construir la senda a seguir.

3.1.1.4. Guiado basado en errores (Error Correction).

Siguiendo una filosofía similar a los casos anteriores, y entendiendo que el objetivo del algoritmo de guiado ha de hacer coincidir la senda de descenso del UAV con la línea de vista entre perseguidor y objetivo, se propone controlar directamente la actitud de la aeronave en función del error entre la senda deseada y la actual.

La ventaja frente a la opción anterior radica en que, potencialmente, resulta más efectiva al simplificar el bucle de control interno y dar más oportunidad de ajuste fino.

3.1.2. Nota sobre el control de actitud.

Para cerrar el guiado de la aeronave hacia el objetivo, es necesario gestionar la manera en la que se actúa sobre las superficies de control. Dado un comando de actitud, cualquier autopiloto comercial es capaz de orientar la aeronave hacia dicha actitud mediante bucles de control internos. Al ser este un problema ya resuelto, el desarrollo de este trabajo se centrará en generar los comandos de rumbo, tasa de descenso, cabeceo, alabeo y/o guiñada necesarios. Las leyes de control que unen estos comandos con la actuación en la aeronave se consideran fuera del alcance de este proyecto.

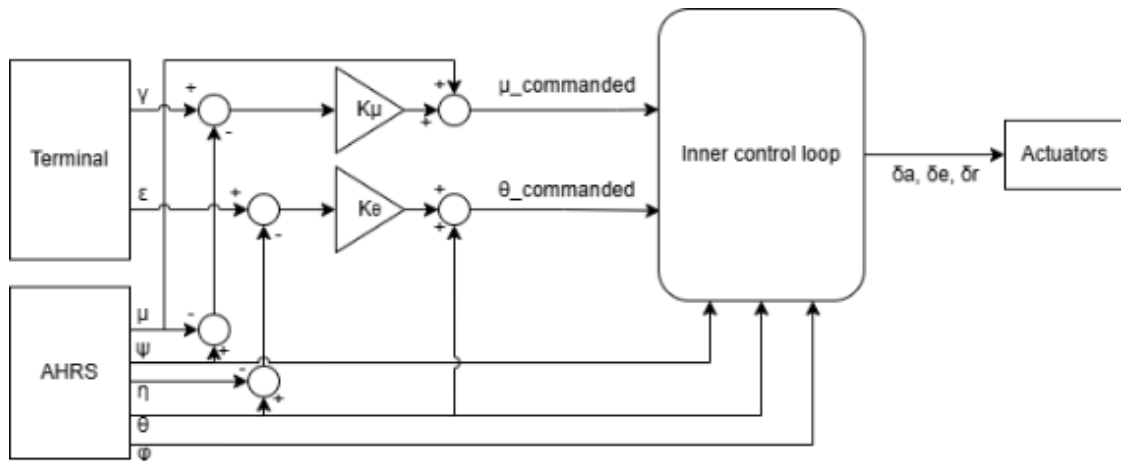


Ilustración 14: Guiado basado en errores Diagrama de flujo

3.2. Simulación de algoritmos.

Con la intención de hacer un cribado inicial de los tres algoritmos propuestos, se ha programado un simulador de baja fidelidad.

El objetivo es comprobar si al menos uno de los algoritmos funciona como ley de guiado para la meta del proyecto y es fácilmente implementable. Si ninguno cumple con ambos requisitos, una investigación más exhaustiva ha de tener lugar. Si más de uno cumplen, una comparativa tendrá lugar para posterior discriminación y elección del algoritmo que será utilizado en el software embarcado.

Ningún algoritmo será afinado al máximo de su potencial ya que esto requeriría una fase preliminar más extensa. Se considera suficiente que los algoritmos presenten un comportamiento solvente y con potencial de ajuste.

3.2.1. Implementación del simulador.

El desarrollo de la herramienta de simulación ha tenido lugar usando el lenguaje de programación *Python* en su versión 3.12.

El simulador está compuesto de los siguientes elementos claramente diferenciados en scripts de Python (.py):

- Interfaz principal.** Es la encargada de la monitorización y secuenciación de las distintas funciones que tienen lugar en la simulación. A través de ella el usuario especifica las condiciones iniciales del problema y la ley de control que se ha de seguir. También almacena la información necesaria para la posterior evaluación de cada iteración.
- Modelo cinemático.** Contiene las ecuaciones de movimiento que describen el vector de estado de la aeronave simulada a lo largo del tiempo. Dado que el objeto de estudio es puramente cinemático, no se precisa de un modelo dinámico que incluya también el cálculo de fuerzas. También por simplicidad, se ha asumido que los movimientos laterales y longitudinales de la aeronave no están acoplados, por lo que las ecuaciones describen de manera totalmente

independiente el movimiento en el plano horizontal y vertical. Cuenta con limitaciones típicas propias de una aeronave como el ángulo de cabeceo mínimo y máximo o las velocidades angulares máximas en los tres ejes.

- c) **Controlador.** Contiene las leyes de guiado que, en función del estado de la aeronave y del objetivo, tendrán como resultado en tiempo real una serie de comandos de actitud. Este controlador tiene tres versiones; una por cada algoritmo propuesto. En cada caso, el controlador va asociado a una serie de parámetros que han de ser ajustados.
- d) **Visualizador.** Dado un log de una simulación cualquiera, esta herramienta permite el postprocesado de la información. Cuenta con varios modos que permiten al usuario observar tanto en formato bidimensional como tridimensional la trayectoria seguida en la simulación; así como servir simplemente como graficadora o también como cinemática donde observar el movimiento de las partes.

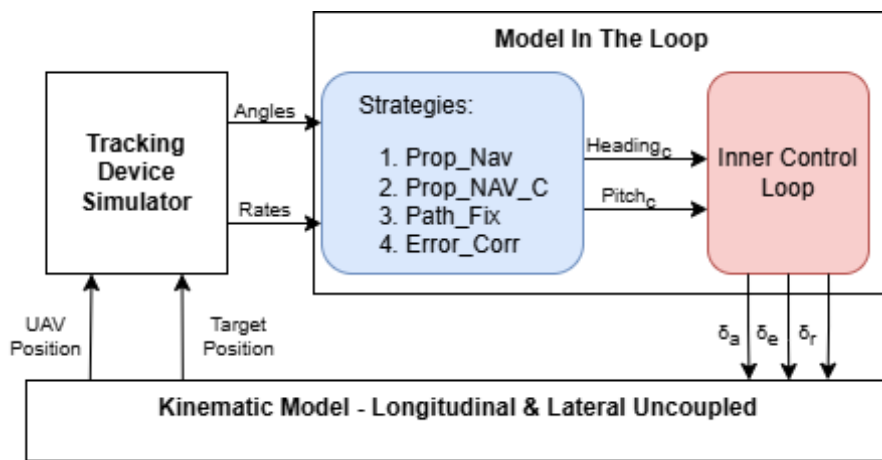


Ilustración 15: Arquitectura del simulador de baja fidelidad

Los archivos necesarios para la ejecución, postprocesado y visualización de las simulaciones se muestran en la Tabla 1.

3.2.2. Simplificaciones del modelo.

Una serie de simplificaciones se han realizado con respecto a un modelo dinámico de 6 grados de libertad y alta fidelidad. Estas incluyen:

- a) Se calcula el desplazamiento en dos planos, longitudinal y lateral, completamente desacoplados.
- b) Omisión del modelo aerodinámico. La simulación será puramente cinemática, con un retraso en el cambio de actitud del UAV simulado para recrear el efecto de la inercia.
- c) El ángulo de asiento de la velocidad coincide con el ángulo de cabeceo.
- d) El ángulo de rumbo coincide con el ángulo de guiñada.
- e) No se incluyen efectos del viento.
- f) No se introducen errores en la estimación de la posición relativa entre UAV y objetivo.

Archivo	Tipo	Descripción
LPF.py	Archivo Python	Clase. Filtro paso bajo
makeVideo.py	Archivo Python	Creador de videos a partir de fotogramas
object.py	Archivo Python	Clase. Simula la cinemática de una masa puntual
plotSimulations.py	Archivo Python	Postprocesado, visualización y obtención de métricas de las simulaciones
pursuer.py	Archivo Python	Subclase de objeto. Simula el perseguidor
RateCalculator.py	Archivo Python	Clase. Calculadora de velocidades angulares en tiempo real
simulator.py	Archivo Python	Ejecuta las simulaciones propuestas y guarda los datos de estas
target.py	Archivo Python	Subclase de objeto. Simula el objetivo
utils.py	Archivo Python	Incluye herramientas matemáticas necesarias en la simulación como funciones ad-hoc y rotaciones matriciales
simulationOutput.txt	Archivo Texto	Recoge las métricas tras el postprocesado
Figures	Carpeta	Recoge las gráficas tras el postprocesado
Output	Carpeta	Recoge los datos de las simulaciones

Tabla 1: Archivos de simulación

3.2.3. Casos ejecutados.

Una serie de casos tipo se han ejecutado.

- NoMovingTarget.** El perseguidor comienza orientado hacia el objetivo. El objetivo no se desplaza. Este caso simula un objetivo quieto en el suelo.
- MovingTarget.** El perseguidor comienza orientado hacia el objetivo. El objetivo se aleja linealmente en dirección horizontal. Este caso simula un objetivo que se desplaza en el suelo.
- HighSlope-MovingTarget.** Mismo caso que el (b), pero el perseguidor comienza con una pendiente demasiado pronunciada.
- LowSlope-MovingTarget.** Mismo caso que el (b), pero el perseguidor comienza con una pendiente plana.
- WrongSlope.** Mismo caso que el (b), pero el perseguidor comienza con una pendiente contraria a la necesaria para alcanzar el objetivo.
- TooFast.** El perseguidor comienza orientado hacia el objetivo. La velocidad del objetivo es mayor a la del perseguidor.
- SinusoidalMovement.** El perseguidor comienza orientado hacia el objetivo. El objetivo se desplaza describiendo una función sinusoidal.
- CircularMovement.** El perseguidor comienza orientado hacia el objetivo. El objetivo se desplaza describiendo una circunferencia.

Como se indica, los diferentes casos se distinguen por las condiciones iniciales del perseguidor y del comportamiento cinemático del objetivo. Los datos de cada caso se exponen a continuación.

Cases	Δx [m]	Δy [m]	Δz [m]	v_p [m/s]	θ_{p0} [°]	ψ_{p0} [°]	v_t [m/s]	targetMotion
NoMovingTarget	-200	50	-100	10	-30	0	0	$v = 0$
MovingTarget	-200	50	-50	10	-30	0	5	$p = vt$
HighSlope	-200	50	-50	10	-90	0	0	$v = 0$
LowSlope	-150	50	-100	10	0	0	0	$v = 0$
WrongSlope	-100	-50	-100	10	30	0	5	$p = vt$
TooFast	-100	50	-100	10	30	0	10	$p = vt$
SinusoidalMovement	-200	50	-100	10	30	0	5	$p = p0 + 0.3 \cdot dt$ $*[1; \cos(t/2) - 0.2; \cos(t/2)]$
CircularMovement	-150	50	-100	10	30	0	5	$p = p0 + 0.5 \cdot dt$ $*[\cos(t); 0; \sin(t)]$

Tabla 2: Condiciones iniciales y comportamiento del objetivo por cada caso

Nota 1: Las distancias se toman con respecto a la posición inicial del objetivo, coincidente con el datum del problema. Se sigue el criterio de signos NED, comenzando siempre el objetivo al norte del perseguidor.

Nota 2: Para la realización de las simulaciones, el problema sigue una relación espacial de 1:10 con la realidad. Ej.: en el caso *NoMovingTarget*: $\Delta x = -20$; $\Delta y = 5$; $\Delta z = -10$; $v_p = 1$.

3.3. Métricas de estudio.

Las métricas de estudio cuantitativas que se proponen por algoritmo son las siguientes.

- Tasa de éxito:** relación entre el número de casos donde se alcanza el objetivo y el total de casos ejecutados.
- Tiempo de ejecución media:** promedio del tiempo de ejecución de los casos. Esta métrica tiene una correlación directa con la eficacia de cada algoritmo, es decir, con la optimización de la distancia recorrida para la resolución del problema.
- Error final medio:** distancia más próxima al objetivo. Cabe destacar que cada simulación termina cuando la distancia entre perseguidor es inferior a 0.2 (2m en escala real), lo cual se determina suficiente en esta etapa del proyecto. Por tanto, resoluciones por debajo de este margen no serán medidas.

Estas métricas serán obtenidas en el postprocesado de los datos obtenidos de la ejecución de las simulaciones.

Además, dos métricas cualitativas se proponen en base a la naturaleza de los algoritmos. Estas métricas serán puntuadas del 0 al 10, siendo mayor la puntuación cuanto mejor desempeño presente el algoritmo en dicha área.

- Dependencia de dispositivo de seguimiento:** esta métrica varía en función de la criticidad que supone para el algoritmo una pérdida del dispositivo de seguimiento que calcula la posición relativa entre objetivo y perseguidor una vez que la maniobra se ha iniciado. Si, el algoritmo puede orientar la aeronave de forma correcta con el último dato correcto recibido. Evidentemente, errores de

navegación o inducidos por perturbaciones externas no podrán ser corregidos a partir de este momento; y solo es aplicable si el objetivo permanece en remanso. Esta métrica no busca estar relacionada con la precisión en caso de fallo del dispositivo de seguimiento, sino con la capacidad de seguir guiando correctamente hasta que el dispositivo vuelva a estar en línea (si el fallo es temporal).

- b) **Factibilidad de los comandos:** esta métrica será obtenida en base al comportamiento comandado por el algoritmo en los numerosos casos. Si un algoritmo comanda actitudes o velocidades angulares difícilmente alcanzables por una aeronave de ala fija en el tiempo demandado, este será penalizado. No obstante, todos los algoritmos cuentan con protecciones para que no se supere una envolvente de vuelo definida por el usuario.

No se ha considerado el tiempo de ejecución de cada uno de los algoritmos en una iteración debido a que las cuatro soluciones propuestas calculan el comando de actitud con prácticamente el mismo número de líneas de código; con tiempos de ejecución perfectamente aceptables para un software embebido que ha de ejecutarse en tiempo real.

3.4. Resultados de la simulación.

Tras la ejecución de los casos (8) por cada tipo de estrategia (4), se han realizado un total de 32 simulaciones. Estos han sido los resultados para cada una de las métricas cuantitativas seleccionadas.

Estrategia de guiado	Tasa éxito	Tiempo medio ejecución	Error final medio
ERROR CORRECTION	7/8	30.90 s	6 m
PATH FIX	7/8	25.67 s	1.9 m
PROP NAV	7/8	24.98 s	1.9 m
PROP NAV CORRECTED	7/8	25.06 s	1.9 m

Tabla 3: Resultados cuantitativos de las simulaciones

La tasa de éxito de las cuatro estrategias es la esperada. El único caso en el que no se alcanza el objetivo es en el que este se desplaza más rápido que el perseguidor. Por tanto, se considera que la tasa de éxito real es del 100%.

Por otro lado, los resultados de las métricas cualitativas son los expuestos en la Tabla 4. Se recuerda que se puntúa sobre 10.

La dependencia de los algoritmos ERROR CORRECTION y PROP NAV CORRECTED de la operatividad del dispositivo de seguimiento es total ya que en cada iteración se calculan los errores haciendo uso de la información externa y de la estimación de la aeronave; por lo que, si falla el dispositivo de seguimiento, este cálculo no se puede realizar.

Estrategia de guiado	Dependencia	Factibilidad
ERROR CORRECTION	0	0
PATH FIX	5	4
PROP NAV	6	7
PROP NAV CORRECTED	0	10

Tabla 4: Resultados cualitativos

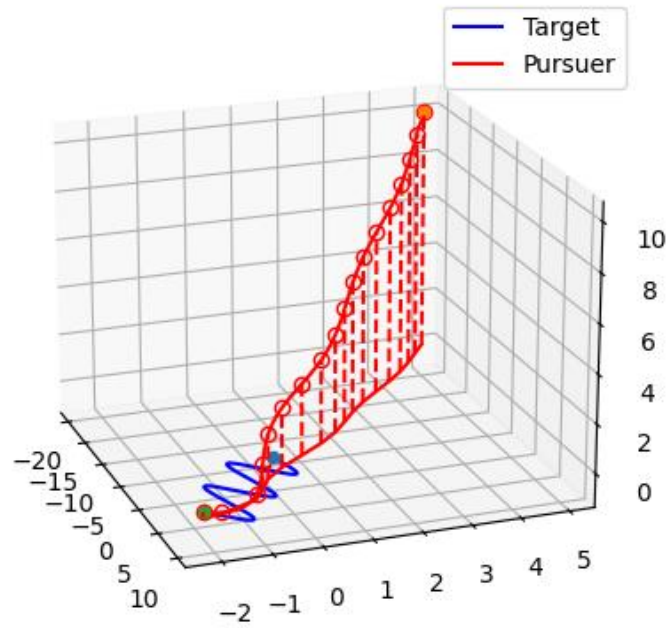
Por el contrario, la solución PATH_FIX, necesita hipotéticamente una sola iteración para calcular la actitud necesaria. Para ello, el objetivo permanezca en remanso, lo cual penaliza la puntuación total.

En el caso de la navegación proporcional estándar, la ley de guiado es completamente dependiente del dispositivo de seguimiento cuando la velocidad angular de LOS no ha convergido a 0. Sin embargo, una vez que esto ocurre y la aeronave se posiciona en el triángulo de velocidades, esta dependencia desaparece. En este caso, el algoritmo puede guiar correctamente siempre y cuando el objetivo no cambie de velocidad.

En ilustraciones 16-19, se presenta las trazas tridimensionales descritas por el perseguidor y el objetivo, así como datos de relevancia como la evolución de la actitud y velocidades angulares para cada una de las estrategias propuestas en el caso de ejecución *SinusoidalMovement*. Este caso que se considera más fiel al comportamiento del objetivo en la realidad.

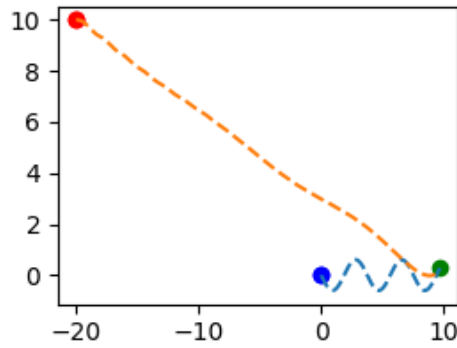
El resto de los resultados procesados de las simulaciones se incluye en los anexos A, B, C y D.

3D PROP_NAV SinusoidalMovement



PROP_NAV SinusoidalMovement

Longitudinal Model



Lateral Model

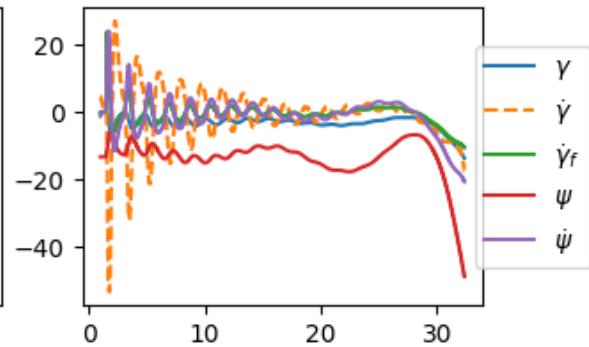
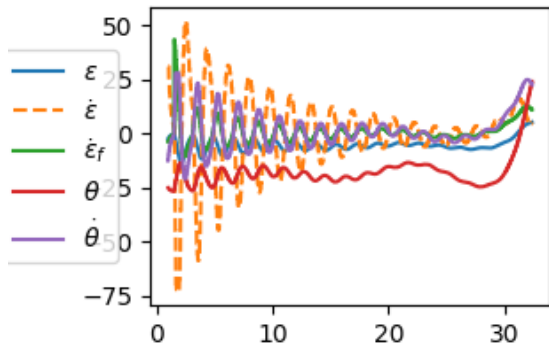
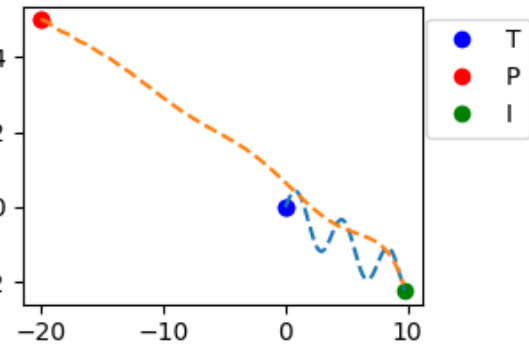
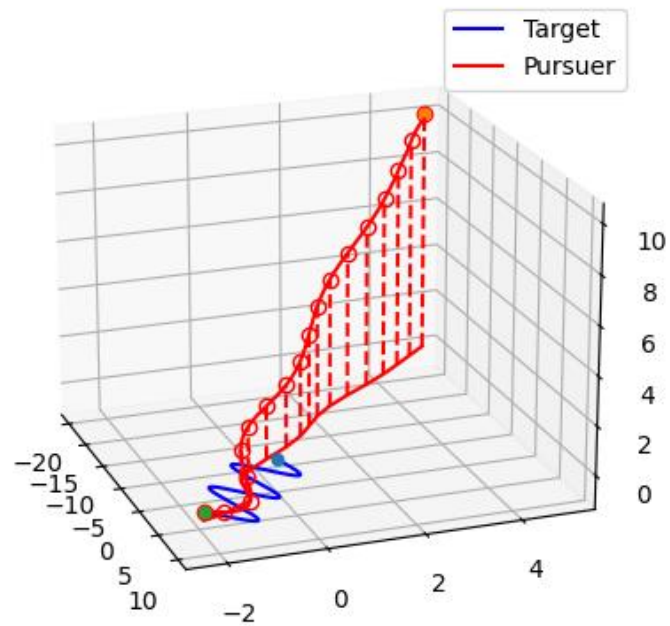


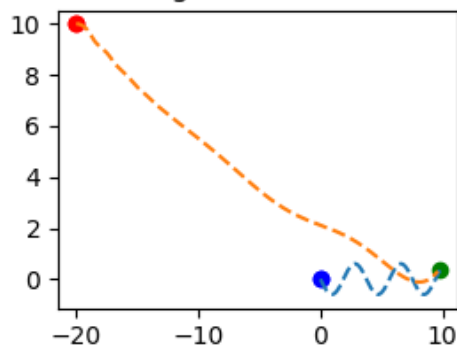
Ilustración 16: Datos simulación Prop Nav Sinusoidal Movement

3D PROP_NAV_CORRECTED SinusoidalMovement



PROP_NAV_CORRECTED SinusoidalMovement

Longitudinal Model



Lateral Model

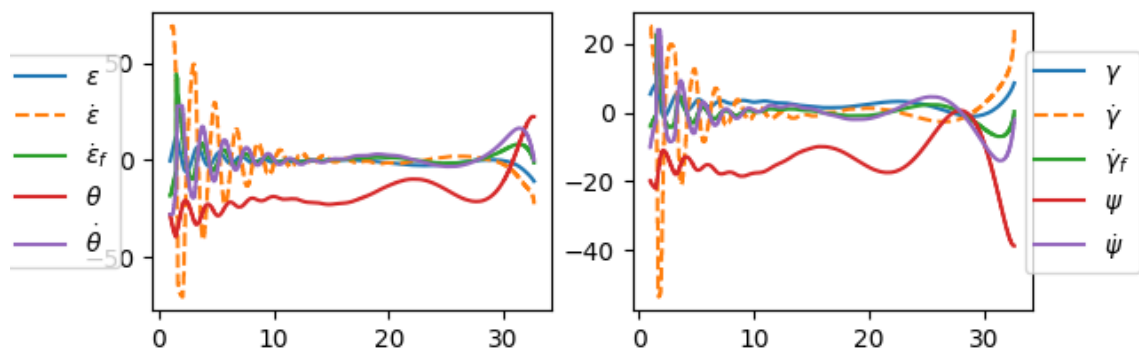
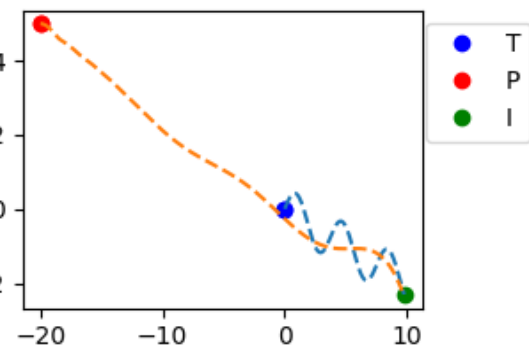
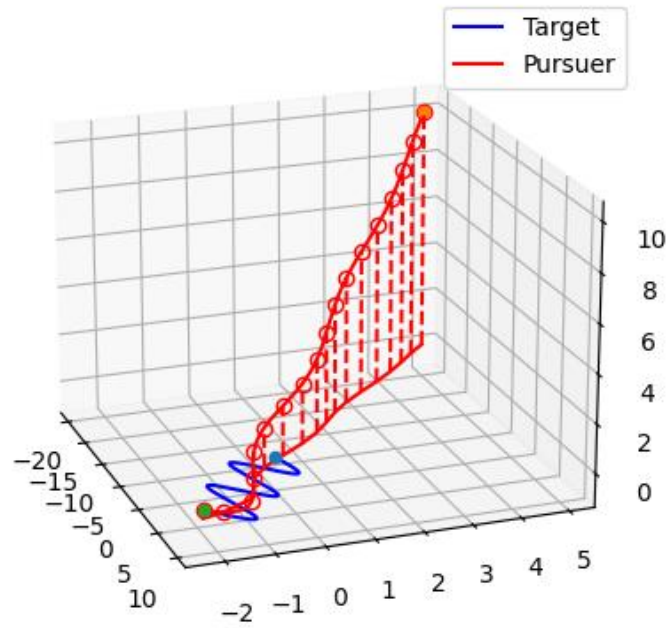


Ilustración 17: Datos simulación Prop Nav Corrected Sinusoidal Movement

3D PATH_FIX SinusoidalMovement



PATH_FIX SinusoidalMovement

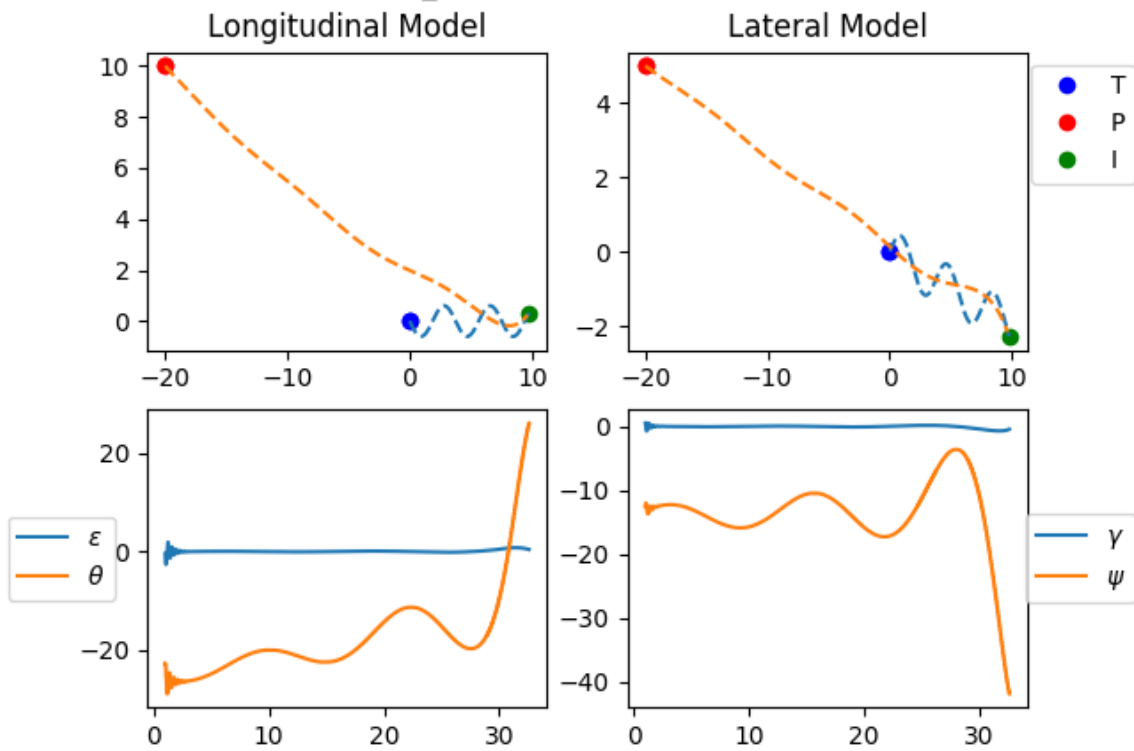
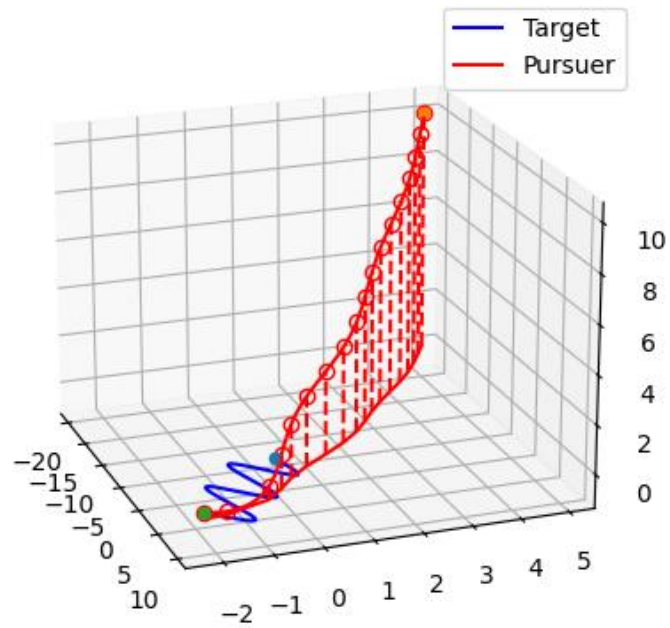


Ilustración 18: Datos simulación Path Fix Sinusoidal Movement

3D ERROR_CORRECTION SinusoidalMovement



ERROR_CORRECTION SinusoidalMovement

Longitudinal Model Lateral Model

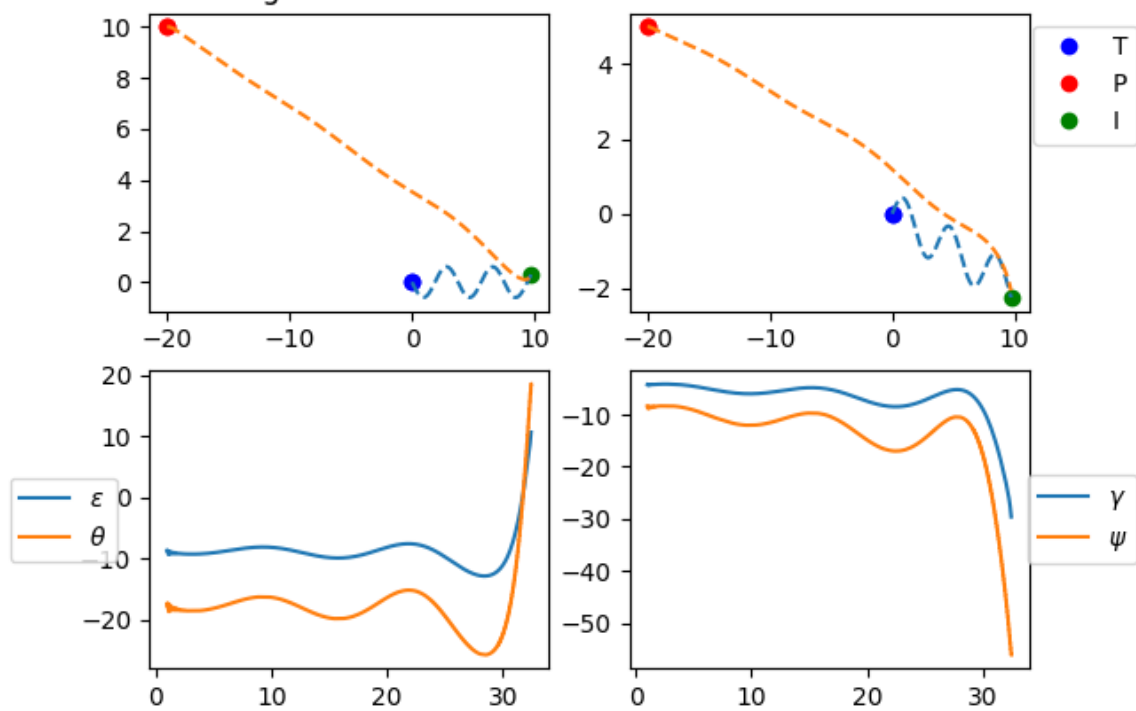


Ilustración 19: Datos simulación Error Correction Sinusoidal Movement

3.5. Comparativa de algoritmos.

Para la comparación entre los algoritmos propuestos se ha utilizado el método de la *Casa de la Calidad (House of Quality)*.

La Casa de la Calidad es una herramienta visual clave de la metodología QFD (Despliegue de la Función de Calidad), diseñada para transformar las necesidades de un proyecto en especificaciones técnicas de un producto o servicio. Su nombre proviene de su diseño estructurado, que se asemeja a una casa con diferentes secciones organizadas como una matriz. Este enfoque facilita el entendimiento de las expectativas del proyecto, clasificándolas en una lista de requisitos y vinculándolas con las características técnicas específicas que las satisfacen. La matriz de relaciones establece la conexión entre ambas, indicando qué tan fuertemente cada característica técnica responde a una necesidad del cliente. Además, la herramienta incluye un “techo” donde se analizan las correlaciones entre las características técnicas para identificar posibles sinergias o conflictos. En este caso concreto, las características técnicas se sustituyen por las métricas obtenidas en las simulaciones.

La Casa de la Calidad no solo organiza la información, sino que también ayuda a priorizar esfuerzos y a comparar una solución con su competencia.

De izquierda a derecha, y de arriba a abajo, encontramos los siguientes campos:

- **Requisitos:** son las necesidades que se establecen y que los algoritmos han de cumplir en mayor o menor medida.
- **Importancia:** posición en orden ascendente de la importancia de cada requisito. Siendo 1 el menos importante.
- **Peso:** porcentaje que se le otorga a cada requisito frente al resto.
- **Métricas:** desarrolladas en la sección 3.3. El *tejado* de la casa de la calidad muestra la correlación positiva (+), muy positiva (++) o negativa (-) entre campos. Es decir, si mejorando uno, mejora también el otro y viceversa.
- **Matriz de correlación:** muestra en una escala del 0 al 10 la correlación que existe entre métrica y requisito.
- **Ponderación:** suma de la puntuación de cada métrica ponderada con el peso relativo de cada requisito.
- **Matriz de resultados:** en cada casilla se muestra la puntuación ponderada de cada estrategia en cada campo de estudio.
- **Total:** suma de puntos de cada estrategia. La estrategia que más puntos sume será la ganadora.

Para que todas las métricas puntúen sobre 10 y puedan ser juzgadas en igualdad de condiciones se ha realizado una ponderación lineal en función del resultado más bajo (10) y el más alto (1). Esto aplica en los campos *Tiempo de Ejecución* y *Error Final*; siendo en ambos casos un resultado más bajo motivo de mejor puntuación. La fórmula empleada es la siguiente, donde p denota puntuación y r el resultado de cada métrica:

$$p(r) = 9 \cdot \frac{r - r_{max}}{r_{min} - r_{max}} + 1 \quad (16)$$

Con esta apreciación, las puntuaciones de las métricas cuantitativas son los mostrados a continuación.

Estrategia de guiado	Punt. Éxito	Punt. Tiempo	Punt. Error final
ERROR CORRECTION	10	1	1
PATH FIX	10	8.95	10
PROP NAV	10	10	9.99
PROP NAV CORRECTED	10	9.87	9.99

Tabla 5: Ajuste ponderado de los resultados cuantitativos

Consecuentemente, se obtiene la Casa de la calidad de este proyecto con las soluciones propuestas.

[illegible]

Tabla 6: Casa de la Calidad del proyecto con los algoritmos propuestos

3.6. Elección para implementación.

De acuerdo con el método de comparación propuesto, los resultados obtenidos, el postprocesado realizado y el análisis comparativo posterior, se decide proceder a la implementación del método *PROP NAV CORRECTED*. Cabe destacar la cercanía en puntuación entre este algoritmo y el *PROP NAV*. La fortaleza del primero reside en la

atenuación de oscilaciones gracias al uso de la estimación de velocidades angulares de la propia aeronave, mientras que la fortaleza del segundo es la no dependencia del dispositivo de seguimiento en la fase final de la maniobra.

Nótese que existe una solución que combina las fortalezas de ambas propuestas, que consiste en que sea el propio dispositivo el que aplique la corrección de las velocidades angulares de la aeronave. Para ello, el autopiloto debería enviar dichas correcciones. Esto constituiría un cambio en la arquitectura del sistema, que, aunque factible, se escapa del alcance de este proyecto. No obstante, podría ser considerado en iteraciones futuras.

Por otro lado, la estrategia *PATH FIX* exhibe una ventaja clara en que, con un solo valor correcto de la trayectoria, puede establecer un rumbo de colisión con el objetivo. Por ello, se propone como lógica de respaldo que puede ser empleada en caso de detección de fallo. En esencia, se fijaría el rumbo y la senda de descenso constantes que unan la última posición conocida del objetivo con la posición de la aeronave en el momento de fallo; a la espera de recobrar la operatividad del dispositivo de seguimiento y regresar a la solución *PROP NAV CORRECTED*.

4. IMPLEMENTACIÓN SOFTWARE

Tras haber realizado el estudio preliminar consistente en un estado del arte, una propuesta de algoritmos para su simulación, comparación y cribado, se procede a seleccionar la solución de guiado Prop Nav Corrected.

Se recuerda que esta solución se basa en el comando de cambios de actitud con velocidades angulares comandadas proporcionalmente a los cambios de velocidad del objetivo observados desde la aeronave, teniendo en cuenta que los propios cambios en actitud de la misma aeronave influyen en estas medidas y aplicando las correcciones pertinentes (ecuaciones (5) (6) y (7)).

4.1. Arquitectura final.

Resulta fundamental tener fijada una arquitectura hardware/software fija en esta etapa del proyecto.

El flujo de información ha de ser el siguiente:

1. La cámara (el dispositivo de seguimiento usado incorpora rastreo visual), localiza el objetivo y envía la información de la imagen en forma de matriz de píxeles al ordenador de control de misión (MCC por sus siglas en inglés).
2. El MCC procesa dicha matriz y obtiene la solución de ángulos y velocidades angulares relativas. En otras palabras, obtiene el par de tuplas $[\varepsilon, \gamma]$ y $[\dot{\varepsilon}, \dot{\gamma}]$. Esta información se envía por protocolo RS232 al autopiloto a través de la interfaz software MCC/AP.
3. El auto piloto, el cual procesa una máquina de estados en función de las distintas condiciones de vuelo, si se encuentra en el modo *Guiado Terminal* ejecuta el algoritmo de guiado correspondiente basado en Prop Nav Corrected. Este se compone de un bucle externo que, dado el input del dispositivo de seguimiento calcula los comandos de actitud pertinentes; y un bucle de control interno que calcula la actuación necesaria.
4. Los comandos de actuación se transmiten a los motores servo, los cuales deflectan las superficies de control. Para ellos, el protocolo de comunicación puede depender de la arquitectura de la aeronave; si bien, por lo general, en plataformas pequeñas se suele comandar por señal PWM.

De esta manera, la arquitectura a implementar se muestra en la Ilustración 20.

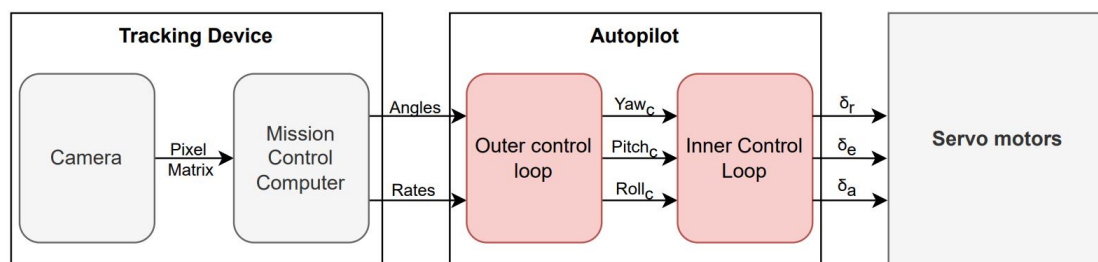


Ilustración 20: Arquitectura final a implementar

4.2. Consideraciones bucle de control externo.

En la práctica, si bien la lógica de control se basa en el algoritmo *Prop Nav Corrected*, desarrollado y probado en el simulador de baja fidelidad; existe un número de consideraciones extra que afectan la implementación. Se presentan en las secciones de la 4.2.1 a la 4.2.5.

4.2.1. Modo Guiado Terminal.

Es imprescindible establecer correctamente cuándo la máquina de estados del autopiloto ha de entrar o salir en el modo *Guiado Terminal*. Debido a la posible agresividad y rapidez de la maniobra, se deben poner las medidas necesarias para que el operador pueda en todo momento monitorizarla y comandar su inicio o finalización.

Se especifica de manera clara e inequívoca cuales son las condiciones para entrar en dicho modo. El operador podrá monitorizar y/o comandar dichas condiciones desde el software de control de tierra propietario de UAV Navigation – Grupo Oesía: Visionair.

- El *User Switch (USW)* de habilitación del dispositivo de seguimiento ha de estar activado. Esto permite al dispositivo encenderse y enviar telemetría, de lo contrario se apagará. Los *USW* constituyen una herramienta a través de la cual el operador puede activar/desactivar ciertas funcionalidades del sistema desde tierra mediante una botonera física o en pantalla.
- El *USW* de habilitación de guiado terminal ha de estar activado. Esto indica al autopiloto que puede comandar el modo *Guiado Terminal*.
- La fase de aproximación al objetivo (*Approach*) ha debido terminar. Esta fase es comandada o bien por el operador, o bien se hace automáticamente desde un punto del plan de vuelo previamente definido. La fase consiste en trazar una pata prácticamente plana que permita a la aeronave acercarse al objetivo y a la cámara detectarlo.
- El dispositivo de seguimiento ha de estar emitiendo telemetría válida. Esto incluye enviar valores comprendidos entre el rango de valores predefinido, hacerlo a la frecuencia acordada, y reportar que el objetivo se ha fijado y es el correcto. De lo contrario la maniobra se abortará.

A su vez, el operador puede en todo momento comandar el modo *Abort*. La maniobra de *Abort* consiste en comandar el nivelado de alas y el máximo ángulo de cabeceo permitido para que la aeronave trepe lo más rápido posible y así salvar la distancia sobre el terreno. Cuando la aeronave se encuentre en una altura de seguridad, el autopiloto comandará *Loiter*, modo en el cual la aeronave describirá una circunferencia a altura constante, a la espera de próximas instrucciones por parte del operador.

Además, se habilita un *Modo Test* en el cual, dado una distancia AGL de seguridad, el autopiloto abortará la maniobra si se encuentra por debajo de dicha altitud, pasando al modo *Abort* automáticamente.

Una telemetría especial se habilita para el operador en este momento, la cual incluye el vector de datos que el dispositivo de seguimiento envía al autopiloto, las actitudes comandadas como consecuencia y el vector estado de la aeronave. Esta telemetría se presenta en forma de gráficos para la evaluación temporal de la misma por parte del operador.

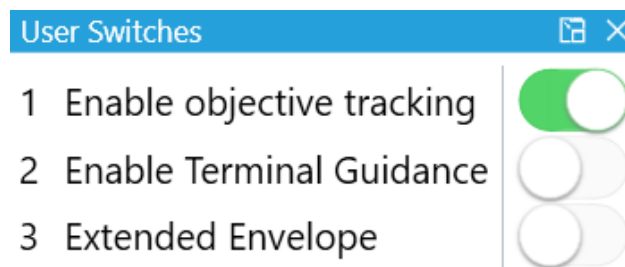


Ilustración 21: USW empleados en el Guiado Terminal

4.2.2. Filtrado de la señal.

A diferencia de en el simulador, en la práctica, la señal enviada por el MCC no es completamente limpia. Es decir, ruido proveniente de la medición o factores externos pueden influir en la misma y ocasionar ciertos *picos* en la señal.

Estas perturbaciones se caracterizan por ser de muy corto periodo en comparación con el tiempo característico de la señal base. Por ende, se propone la implementación de un Filtro Paso Bajo (LPF) que elimine dichas perturbaciones.

La frecuencia de corte de este filtro podrá ser ajustada por el operador. Esta flexibilidad permite poder configurar distintos tipos de dispositivo de seguimiento, ya que, cada uno podrá presentar señales con distintos comportamientos debido al instrumento de medición o lógicas particulares.

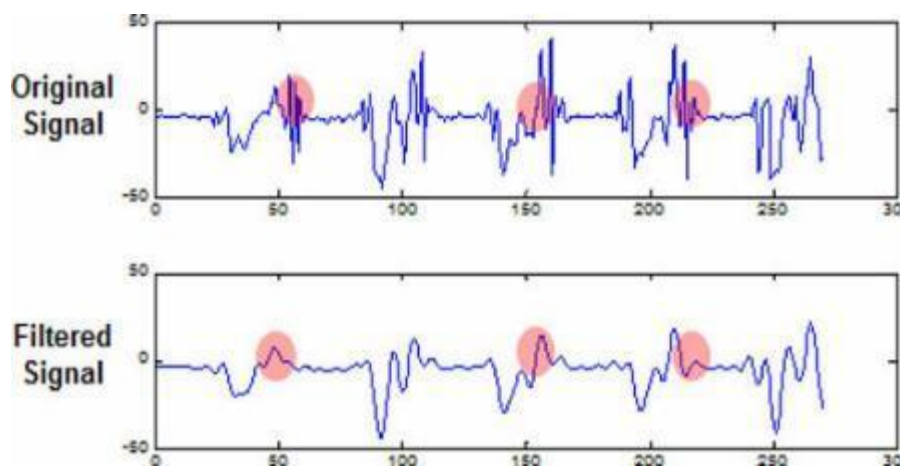


Ilustración 22: Efectos de LPF en señal [9]

4.2.3. Características del comando de actitud.

Según las ecuaciones de la navegación proporcional corregida (5), (6) y (7); se obtienen comandos de velocidades angulares en cada uno de los ejes de la aeronave.

Debido a que el autopiloto no solo controla velocidades angulares, sino también la actitud, se deben obtener comandos de cabeceo, alabeo y guiñada solidarios con las velocidades angulares. La actualización de dichos comandos $[\phi'_c, \theta'_c, \psi'_c]$ (que no den ser confundidos con los ángulos de Euler $[\psi, \theta, \phi]$) en cada iteración del algoritmo con frecuencia de ejecución f viene dada por las expresiones (17), (18) y (19).

$$\phi'_c = \phi'_c + p_c \cdot \frac{1}{f} \quad (17)$$

$$\theta'_c = \theta'_c + p_c \cdot \frac{1}{f} \quad (18)$$

$$\psi'_c = \psi'_c + p_c \cdot \frac{1}{f} \quad (19)$$

4.2.4. Fallo de dispositivo de seguimiento.

En tercer lugar, se ha de tener en cuenta la posibilidad de fallo del dispositivo de seguimiento. Esto puede deberse a distintos motivos, entre los que se incluyen fallo del hardware, fallo de comunicaciones, o pérdida del objetivo por mala visibilidad o por salida del campo de visión de la cámara.

Para paliar los efectos potencialmente catastróficos que estos fallos pueden acarrear, si abortar la maniobra no es viable por cercanía a objetos próximos, se propone la siguiente solución.

Al detectar este caso, el autopiloto dejará de usar la lógica basada en la navegación proporcional para comandar una pata de vuelo tridimensional, fijando así tasa de descenso y rumbo. Este método se basa en la lógica ensayada *Path Fix*.

La meta de esta estrategia no es alcanzar el objetivo, lo cual resulta altamente improbable sin correcciones en las proximidades del mismo. Por el contrario, la idea detrás de esta es, por un lado, dar tiempo a la recuperación del dispositivo en caso de fallo del mismo mediante su reinicio; y por otro, buscar la recuperación del objetivo en el campo de visión de la cámara en caso de pérdida visual.

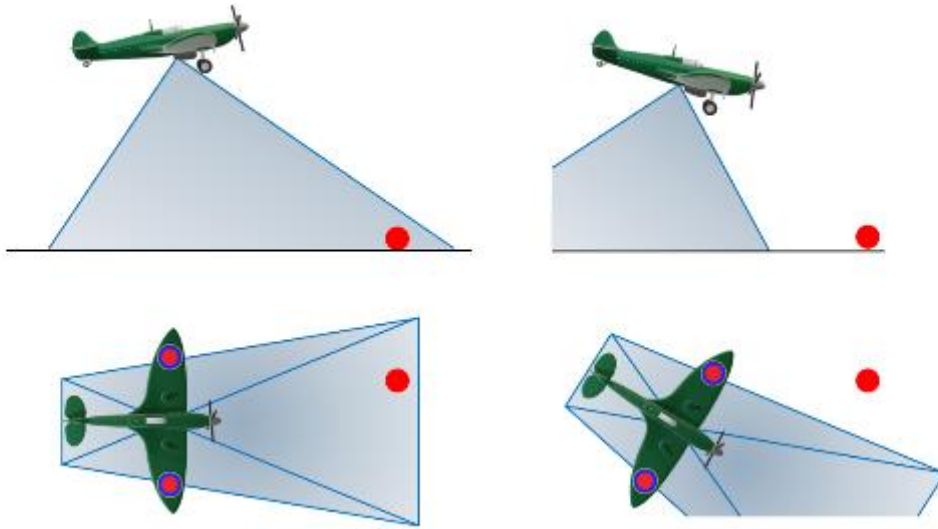


Ilustración 23: Pérdida del objetivo en campo de visión por cabeceo (arriba) y guiñada (abajo).

4.2.5. Protección de la envolvente.

La navegación proporcional es agnóstica al estado actual de la aeronave y a las capacidades de maniobrabilidad y actitud que pueden ser exigidas. Por tanto, una serie de protecciones se deben erigir para que el autopiloto nunca comande una violación de la envolvente de vuelo definida por el operador en base a las características aerodinámicas y estructurales de la misma.

4.2.5.1. Protección de factor de carga

El autopiloto debe proteger la maniobra de tal manera que la aeronave nunca se encuentre en un estado que produzca un factor de carga longitudinal (eje $\vec{k}_b$ de la aeronave), que haga peligrar la integridad estructural de la misma.

La ecuación que determina el factor de carga longitudinal en función del estado de una aeronave es:

$$n = \cos(\theta) \cdot \cos(\phi) + q \frac{v_x}{g} - p \frac{v_y}{g} \quad (20)$$

Por tanto, dados unos ángulos de cabeceo y alabeo, se puede obtener una tasa de cambio de cabeceo que garantice $n_{\min} < n < n_{\max}$. Nótese que el último término, tenderá a ser despreciable en comparación con el resto ya que $v_y \ll v_x$.

4.2.5.2. Protección de actitud

Nótese que el control solidario de comandos de actitud en función de los comandos de velocidades angulares mostrado en las ecuaciones (17), (18) y (19), no tiene limitación. Como normal general, toda aeronave de ala fija tendrá unos ángulos de cabeceo y alabeo máximos (en ambos sentidos) que bajo ningún concepto deberán ser sobrepasados.

Basta por tanto un simple limitador que, en caso de que la navegación proporcional arroje comandos fuera de la envolvente, reajuste dichos comandos al límite de la misma.

El operador puede crear una envolvente extendida que permita al autopiloto hacer uso de esta en maniobras agresivas. En el resto del vuelo, esta envolvente no será empleada. Para esto, ha de configurar el *USW Extended Envelope* en Visionair como se muestra en la Ilustración 21.

5. VERIFICACIÓN Y VALIDACIÓN

Tras la fase de implementación, se procede a la fase de verificación y validación del software desarrollado.

Para ellos, se ha desarrollado en paralelo un entorno de simulación apto para dicha fase.

5.1. Herramienta de simulación

La herramienta de simulación consta de los siguientes componentes:

- a) **Simulador del entorno de simulación.** Basado en el simulador de baja fidelidad, esta herramienta programada en Python es ejecutada en un PC. Recibe la información de posición y actitud simulada del autopiloto, calcula y transmite la posición y velocidad relativa en forma de elevación, azimuth y sus respectivas velocidades angulares. La información se transmite por puerto serie mediante protocolo RS232.

Para el cálculo de los ángulos de la línea de vista es necesario primero obtener la traza perseguidor-objetivo en ejes cuerpo de la aeronave. Partiendo de las coordenadas de cada uno, se procede a resolver la geodésica, obteniendo por tanto el vector perseguidor-objetivo en ejes NED $\widetilde{p}_0$. Las rotaciones consecutivas para trasladar un vector de ejes NED a ejes cuerpo en función de los ángulos de Euler $[\psi, \theta, \phi]$ vienen dadas por las siguientes matrices.

$$R_{0 \rightarrow 1} = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$R_{1 \rightarrow 2} = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (22)$$

$$R_{2 \rightarrow b} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \quad (23)$$

El vector perseguidor-objetivo $\widetilde{p}_b$ se resuelve aplicando las 3 rotaciones de Euler:

$$\widetilde{p}_b = R_{0 \rightarrow b} \cdot \widetilde{p}_0 = R_{0 \rightarrow 1} \cdot R_{1 \rightarrow 2} \cdot R_{2 \rightarrow b} \cdot \widetilde{p}_0 \quad (24)$$

Los ángulos de línea de vista vienen dados por las siguientes expresiones.

$$\varepsilon = \text{atan}\left(\frac{\tilde{p}[2]}{\tilde{p}[0]}\right) \quad (25)$$

$$\gamma = \text{atan}\left(\frac{\tilde{p}[1]}{\tilde{p}[0]}\right) \quad (26)$$

Una vez calculados los ángulos de la línea de vista, las velocidades se calculan teniendo en cuenta la diferencia entre iteraciones consecutivas.

$$\dot{\varepsilon} = (\varepsilon_t - \varepsilon_{t-1}) \cdot f \quad (27)$$

$$\dot{\gamma} = (\gamma_t - \gamma_{t-1}) \cdot f \quad (28)$$

- b) **Hardware In the Loop (VECTOR-HIL).** Este producto permite realizar simulaciones con un modelo de 6 grados de libertad en tiempo real. VECTOR_HIL permite al usuario crear entornos *iron-bird* para testeo, además de poder ser usado en entrenamiento de pilotos y realización de demos comerciales.
- c) **Autopiloto – VECTOR.** En el mismo dispositivo VECTOR-HIL, se incluye una placa de computación extra que permite simular el software embebido en una interfaz hardware muy similar al autopiloto integrado en la aeronave en tiempo real.

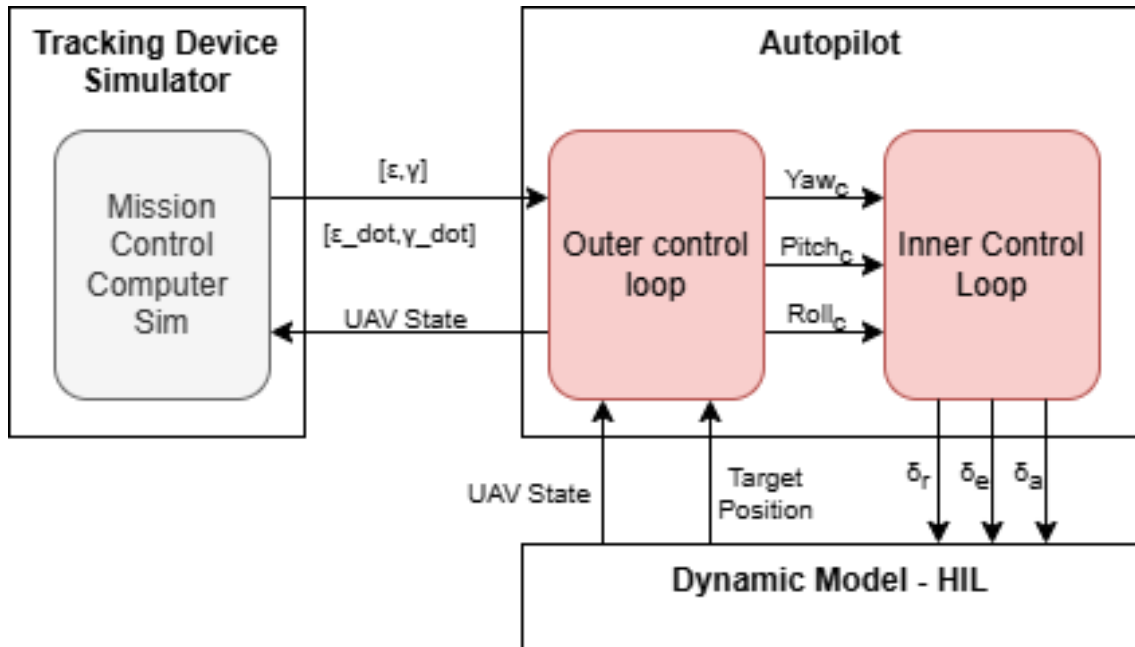


Tabla 7: Arquitectura de simulación HIL

5.2. Requisitos y pruebas funcionales

La matriz de requisitos del proyecto engloba una serie de requisitos en materia de efectividad, seguridad y operabilidad acordados entre cliente y proveedor. Además, un listado de pruebas funcionales ha sido elaborado para garantizar que el software da cumplimiento a todos los requisitos. Los detalles de dicha matriz de requisitos y lista no serán divulgados.

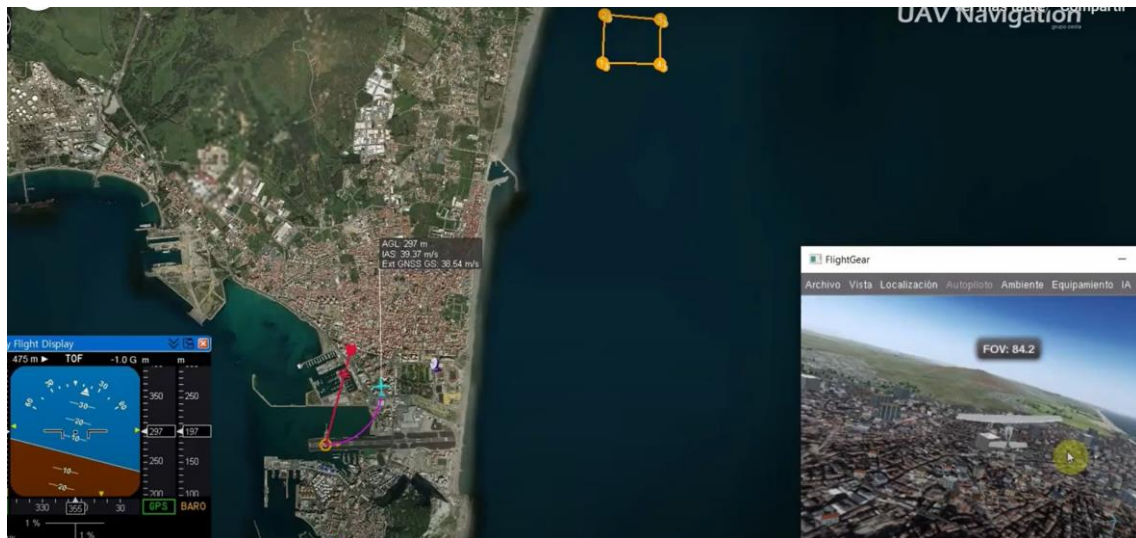


Ilustración 24: Producto VECTOR-HIL (arriba) e interfaz gráfica de entrono de simulación (abajo)

6. INTEGRACIÓN Y ADAPTACIÓN

Tras las pruebas funcionales en el entorno de simulación y la validación del software desarrollado, se procede a la integración del autopiloto con la nueva versión de software con el resto de los componentes del sistema UAS. Esto incluye no solo el dispositivo óptico de seguimiento, sino el resto de los periféricos presentes en el sistema como son antena GPS, actuadores, líneas de presión, etc.

6.1. Pruebas de integración

Para garantizar una correcta integración, se ejecutan en tierra una serie de comprobaciones.

En lo referente a este proyecto, se observa que el autopiloto reporte a la estación de control el flujo de información enviado por el dispositivo de seguimiento; señal de que la comunicación entre componentes es correcta y fluida.

Al realizar estas pruebas, se ha ajustado el filtro paso bajo cuya motivación se describe en la sección 4.2.2.

Además, se cargan los archivos de configuración y de ganancias al autopiloto. Las ganancias de las que parte el autopiloto se fijan en base a los resultados obtenidos en el simulador.

6.2. Ajuste del algoritmo de control

Una vez en vuelo, se realizan aproximaciones a la maniobra de guiado terminal final. Durante ellas, se observa el comportamiento del bucle de control en tiempo real a través de la telemetría, y se ajustan las ganancias necesarias para afinar dicho control. Los ensayos de vuelo realizados se describen en el capítulo 7.

7. ENSAYOS EN VUELO

Los ensayos de vuelo se han realizado en un espacio aéreo segregado en las inmediaciones de un aeródromo.

La plataforma empleada es un avión de ala fija de 1.6m de envergadura alar, 25kg de MTOM, cola en V y sin tren de aterrizaje.

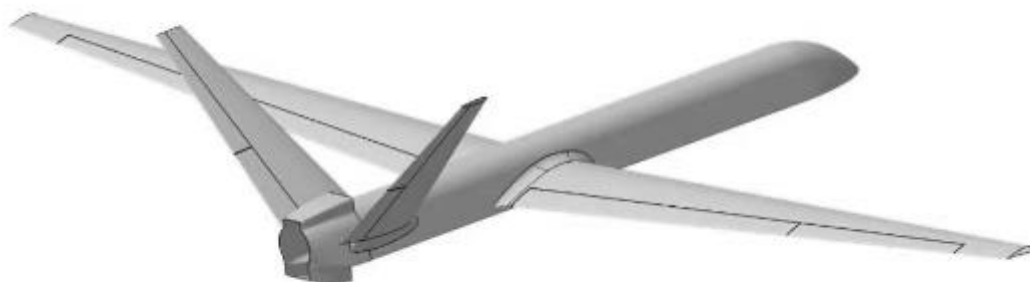


Ilustración 25: Plataforma tipo: Ala fija con cola en V

El objetivo, una red de recuperación, permanece siempre inmóvil en el final de pista en todas las pruebas. Si bien el concepto de operación final contempla casos más complejos, se decidió simplificar al máximo las pruebas para evitar ruido externo en la evaluación del rendimiento del sistema.

El plan de vuelo consta de las siguientes etapas (Ilustración 26):

- a) Despegue automático en catapulta
- b) Vuelo nominal automático en hipódromo alrededor del aeródromo
- c) Comando de posición a cabecera de pista a 150m AGL
- d) Pata de aproximación al objetivo
- e) Guiado Terminal en modo Test
- f) *Abort*
- g) b) si la autonomía de la plataforma lo permite. h) de lo contrario
- h) Aterrizaje en red

El punto donde comienza el guiado terminal se ha ido variando para introducir distintas condiciones iniciales de elevación y azimut.

Se han realizado vuelos durante un total de 3 semanas (salvando fines de semana y 2 días en los que las condiciones meteorológicas lo impidieron).

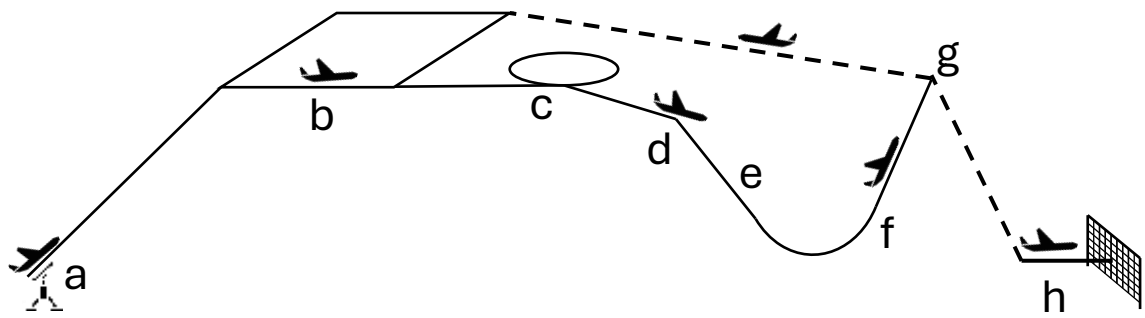


Ilustración 26: Esquema de plan de vuelo

8. RESULTADOS, CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO

8.1. Resultados

Debido al acuerdo de confidencialidad, los resultados cuantitativos del proyecto tras la fase de vuelo no pueden ser desvelados. Cualitativamente se hacen las observaciones descritas en este capítulo.

8.2. Conclusiones

En primer lugar, los ensayos de vuelo han sido satisfactorios debido a los siguientes puntos:

- a) Se ha logrado una correcta implementación de la arquitectura diseñada.
- b) Se ha logrado ejecutar la maniobra de guiado terminal de una manera controlada y segura.
- c) Se ha podido ajustar el algoritmo de control en pleno vuelo.
- d) Se han logrado errores de posición final inferiores al criterio establecido.
- e) Se ha obtenido un set de datos del dispositivo de seguimiento y del autopiloto en maniobra de guiado terminal equivalentes a 20h de vuelo.

Se considera que, en el periodo de duración del proyecto, se ha pasado de un nivel de madurez de tecnología TRL1 (principios básicos) a TRL7 (demostración del prototipo en entorno real).

8.3. Trabajo futuro

De acuerdo con lo observado en los ensayos de vuelo y análisis posterior, existe potencial de mejora en el dispositivo de seguimiento para lograr una mayor precisión.

Tras un breve rediseño de la lógica de estimación (posiblemente incluyendo las correcciones por cambios de actitud tal y como se describe en 3.6), se procederán a realizarse más pruebas en entornos más complejos. Esta complejidad vendrá dada por las condiciones iniciales de entrada en la maniobra de guiado terminal y, sobre todo, por el comportamiento del objetivo.

Está planeado también el mejorar la precisión de la estimación del error final haciendo uso de herramientas de medida externos.

El objetivo último será alcanzar un TRL9, y que esta tecnología pueda ser usada en operaciones reales.

9. MARCO REGULADOR

A lo largo de esta tesis se han abordado diferentes conceptos, los cuales tienen un marco regulador asociado. Estos se resumen en esta sección, desde el prisma de la regulación civil europea. Otras regiones geográficas y entornos militares segregados contarán con otras regulaciones aplicables.

9.1. Marco regulador de los Sistemas Aéreos No Tripulados.

El camino hacia la regulación de los vehículos aéreos no tripulados comenzó con los esfuerzos de la Agencia Federal de Aviación (FAA, por sus siglas en inglés) y otros organismos reguladores estadounidenses, sentando las bases para legislaciones posteriores. En 2012, el Congreso de los Estados Unidos promulgó la Ley de Modernización y Reforma de la FAA, que incluía disposiciones específicas para los UAS. En respuesta, la FAA introdujo el Plan de Integración de los UAS en el Sistema Nacional del Espacio Aéreo (NAS, por sus siglas en inglés), un marco dinámico diseñado para evolucionar con el tiempo. Este plan se centra en desarrollar estándares técnicos y regulatorios, guías de políticas y procedimientos operativos [10].

En Europa, la Agencia de Seguridad Aérea de la Unión Europea (EASA, por sus siglas en inglés) consolidó las normativas relacionadas con los UAS bajo el Reglamento de Ejecución (UE) 2019/947 de la Comisión, de 24 de mayo de 2019, sobre las normas y procedimientos para la operación de aeronaves no tripuladas [11]. Este reglamento contiene 23 artículos y 3 anexos, destacándose la siguiente información:

- Establecimiento de 3 categorías de UAS (Artículo 3):
 - Abierta: No sujeta a autorización operativa ni a declaración operativa por parte del operador.
 - Específica: Requiere una autorización operativa emitida por la autoridad competente.
 - Certificada: Requiere la certificación tanto del vehículo como del operador.
- Normas para operaciones transfronterizas o fuera del estado de registro (Artículo 14).
- Registro obligatorio de operadores de UAS y de UAS certificados (Artículo 15).
- Definición de las autoridades competentes y sus tareas (Artículos 17 y 18).

Además, la EASA desarrolló una metodología para evaluar el riesgo asociado a las operaciones de drones en la categoría específica e identificar factores de mitigación que garanticen un nivel razonable de seguridad mientras se reduce la carga burocrática. Esta metodología se denomina Evaluación de Riesgos para Operaciones Específicas (SORA, por sus siglas en inglés).

Categoría de operaciones	Abiertas (riesgo bajo)	Específicas (riesgo medio)	Certificadas (riesgo alto)
Autorización necesaria	Ninguna	Autorización de NAA basadas en la operación	Autorización de NAA/EASA
UAS	De acuerdo con las regulaciones de la Comisión Delegada en materia de UAS	De acuerdo con los requisitos establecidos por EASA	UAS Certificado
Operaciones permitidas	VLOS AGL por debajo de 120m	Según concepto de operación aprobado	Espacio aéreo controlado

Tabla 8: Categorías y características UAS de EASA

SORA methodology- 10 Steps

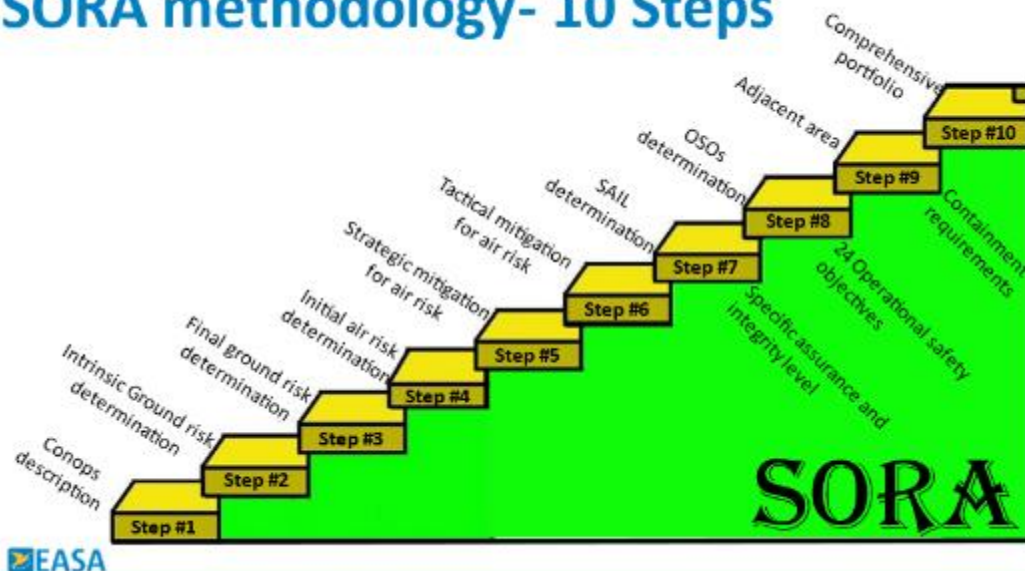


Ilustración 27: Pasos de la metodología SORA

10. ENTORNO SOCIOECONÓMICO

10.1. Mercado del sector UAS. Histórico y proyecciones.

El sector UAS es, por todos los medios, aún joven, ya que solo ha cobrado relevancia en los últimos 20 años. No obstante, ha logrado convertirse en una parte muy importante de la industria aeroespacial en general, con un valor de mercado total en 2022 de \$24.9 millones y una Tasa de Crecimiento Anual Compuesto del 11.2%; se espera que alcance los \$52.3 mil millones para 2030 [12], [13].

La expansión del sector conlleva un potencial de oportunidades laborales. Habrá más oportunidades para ingenieros, técnicos y operadores de sensores y plataformas; en una convergencia de disciplinas técnicas como aeronáutica, control, telecomunicaciones, procesamiento de imágenes, automatización, electrónica y programación; así como política, economía y logística.

Esta proyección se basa en las aplicaciones actuales de los UAS, pero muchos expertos han propuesto otras, entre las que se incluyen [12]:

- a) Satélites atmosféricos: el uso de sistemas solares de larga duración para complementar las capacidades de los satélites espaciales, como la provisión de comunicación.
- b) Transporte aéreo: ya discutido en el tema de la Movilidad Aérea Urbana, con empresas como Amazon planeando desplegar una red de drones para entrega de paquetes.
- c) Vehículo Aéreo de Combate No Tripulado (UCAV): plataforma ofensiva no tripulada para el lanzamiento de armas, con la principal ventaja de no poner en peligro la vida de ningún piloto. Los detractores argumentan sobre la moralidad de dejar que la lógica computacional determine decisiones que pongan fin a la vida, mientras que los defensores sostienen que se podrían evitar completamente los errores humanos en este aspecto.
- d) UAS en enjambre: este concepto implica la operación simultánea de un gran número de vehículos con el objetivo de abrumar al oponente en un campo de batalla, aunque la industria civil podría encontrar otras aplicaciones fuera del ámbito militar.

10.2. Impacto socioeconómico

Como se ha mencionado en numerosas ocasiones a lo largo de este documento, la proliferación del uso de los UAS en las industrias civil y militar se ha hecho evidente en las últimas décadas. Estos sistemas han demostrado ser altamente versátiles y útiles; y la industria sigue encontrando conceptos de operación a los que se pueden adaptar.

La segura recuperación de los UAS tras la realización de su misión resulta fundamental para que estas operaciones puedan seguir sucediéndose de forma ágil y económica. El trabajo desarrollado y presentado resulta un avance en la expansión de posibilidades de recuperación. Su aplicación real resulta especialmente pertinente en entornos hostiles, con GNSS denegado

Se recuerda que la motivación para este trabajo ha sido una demanda de la industria, que juzga muy necesario y estratégico el hecho de poseer estas capacidades.

La posibilidad de usar múltiples fuentes de estimación relativa resulta también fundamental en la expansión de capacidades UAS.

10.3. Presupuesto

	Unidades	Coste por unidad (€)	Coste total (€)
Horas de ingeniero	160	30	4800

Tabla 9: Presupuesto del Proyecto

Nota: Este es el presupuesto de la parte del proyecto recogido directamente en esta tesis.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] EASA, «Study on the societal acceptance,» 2021.
- [2] B. Terwilliger, D. Ison, J. Robbins y D. Vincenzi, «Small Unmanned Aircraft,» 2017.
- [3] Omega Optical, «Filters for Drone-Based Crop Mapping,» 2023. [En línea]. Available: <https://omega-optical.com/applications-agricultural-and-geological-monitors/>. [Último acceso: 5 10 2024].
- [4] S. C. Kakarla y Y. Ampatzidis, «IFAS Extention,» *University of Florida*.
- [5] CFD Flow Engineering, «Classification of drones,» 2022. [En línea]. Available: https://cfdflowengineering.com/classification-and-application-of-drones/#google_vignette. [Último acceso: 14 9 2024].
- [6] Oesía, UAV Navigation - Grupo, «About UAV Navigation,» [En línea]. Available: <https://www.uavnavigation.com/company>. [Último acceso: 10 12 2024].
- [7] Oesia, Grupo, «Grupo Oesia - Quiénes somos,» [En línea]. Available: <https://grupooesia.com/nosotros/quienes-somos/>. [Último acceso: 10 12 2024].
- [8] M. Breivik y T. I. Fossen, «Guidance Laws for Planar Motion Control,» Norwegian University of Science and Technology, Trondheim.
- [9] B. Jin, E. Baek, T. H. Thu y S. Sakong, «Walking-Age Analyzer for Healthcare Applications,» *IEEE Journal of Biomedical and Health Informatics*, 2014.
- [10] FAA, «Integration of Civil Unmanned Aircraft Systems (UAS) in the National Airspace System (NAS) Roadmap,» 2020.
- [11] EASA, «Commision Implementing Regulation on the rules and procedures for the operation of unmmanned aircraft,» 2021.
- [12] M. Most, D. M. Marshall, R. K. Barnhart y E. Shappee, «Unmanned Aircraft,» *CRC Press*, 2016.
- [13] Vantage, Market Research, «Unmanned Aerial Vehicle (uav) Market - Global,» *Vantage*, 2022.

Anexo A: Datos de simulación. Estrategia Prop Nav

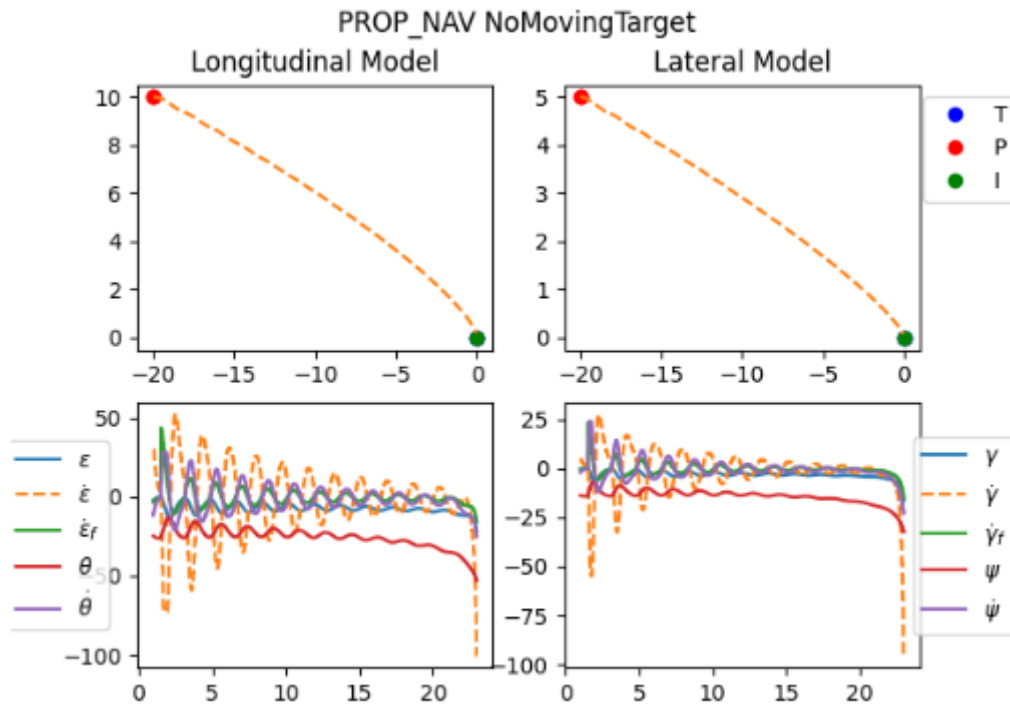


Ilustración 28: Datos simulación Prop Nav No Moving Target

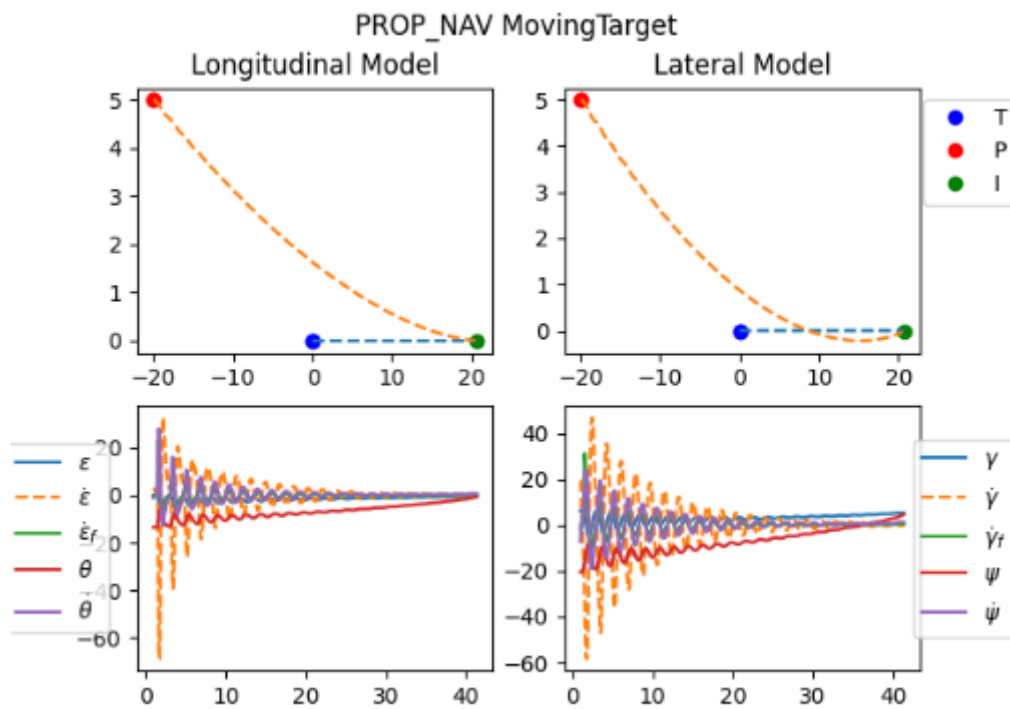


Ilustración 29: Datos simulación Prop Nav Moving Target

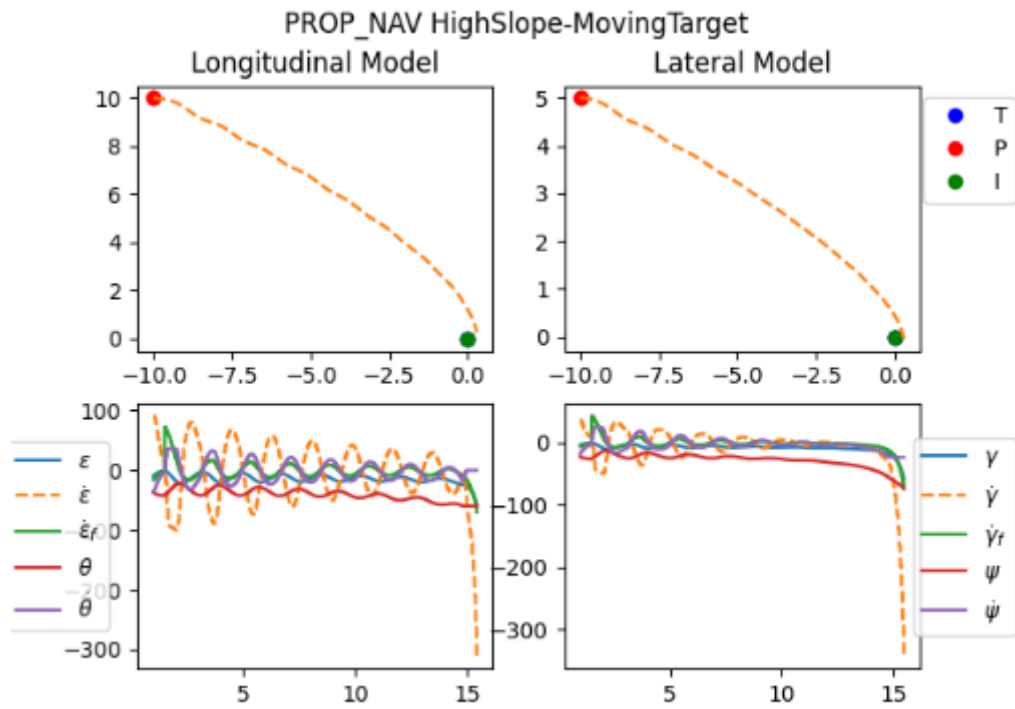


Ilustración 30: Datos simulación Prop Nav

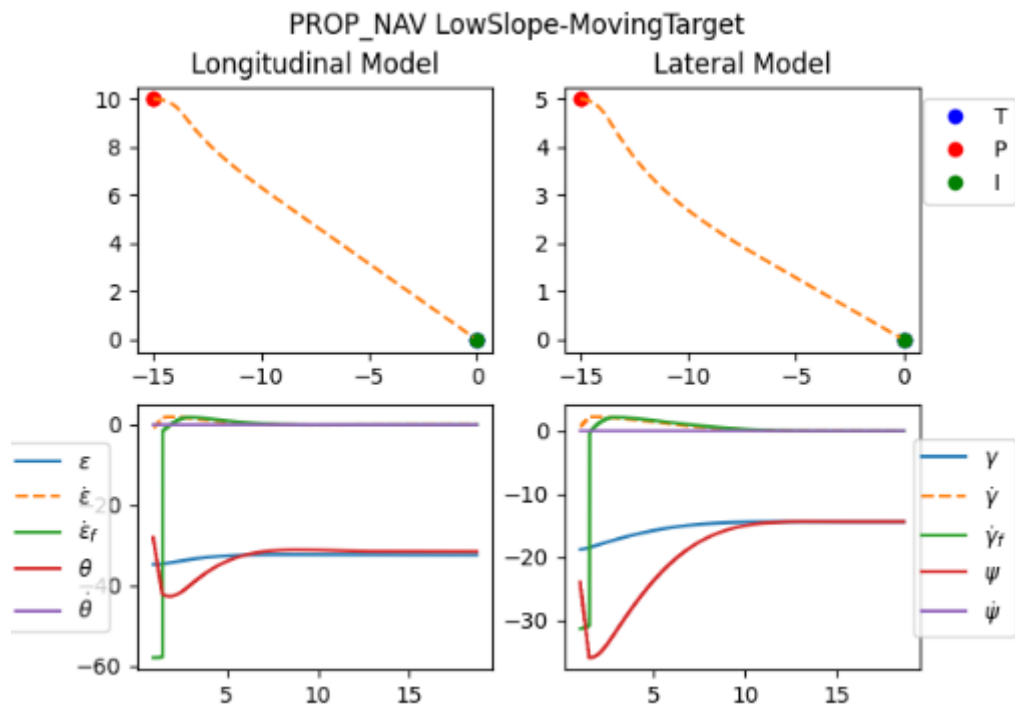


Ilustración 31: Datos simulación Prop Nav

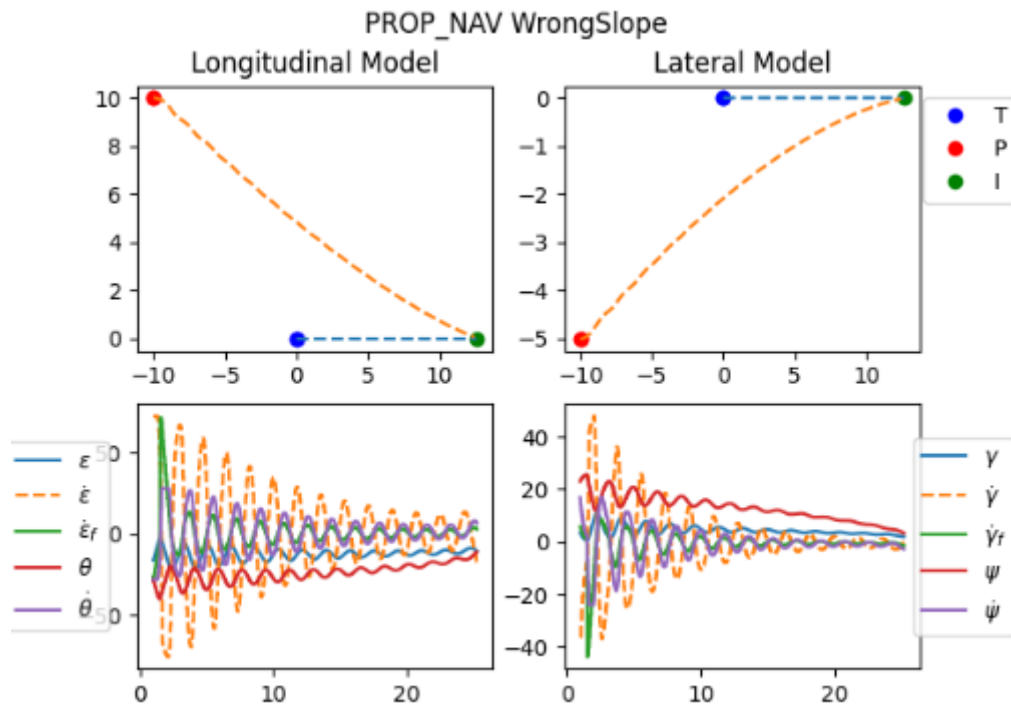


Ilustración 32: Datos simulación Prop Nav

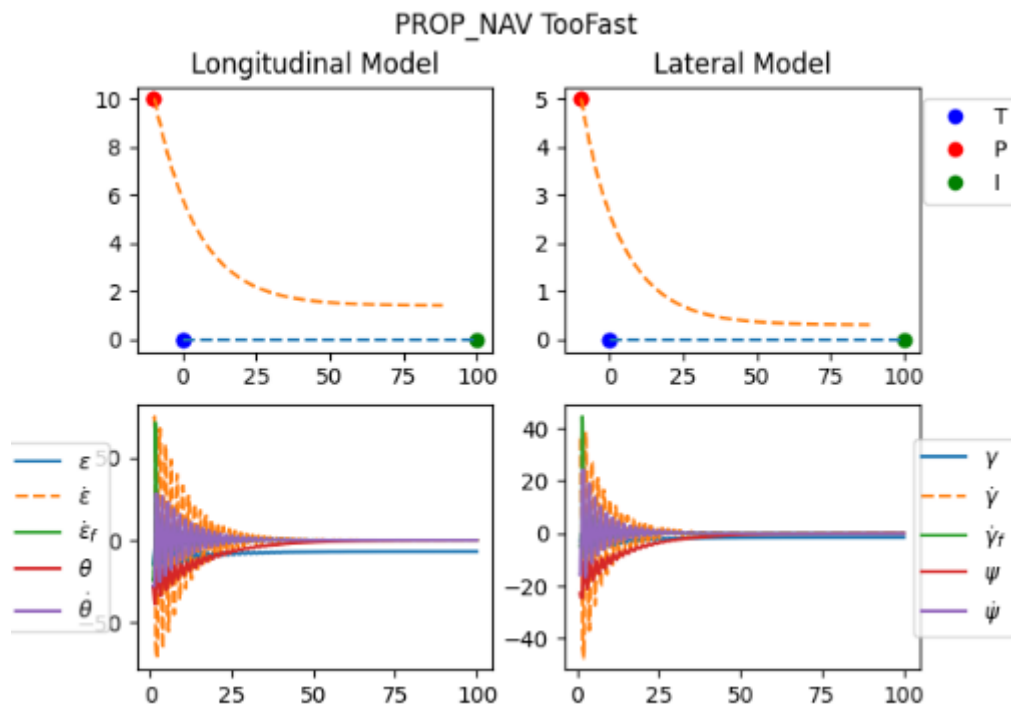


Ilustración 33: Datos simulación Prop Nav

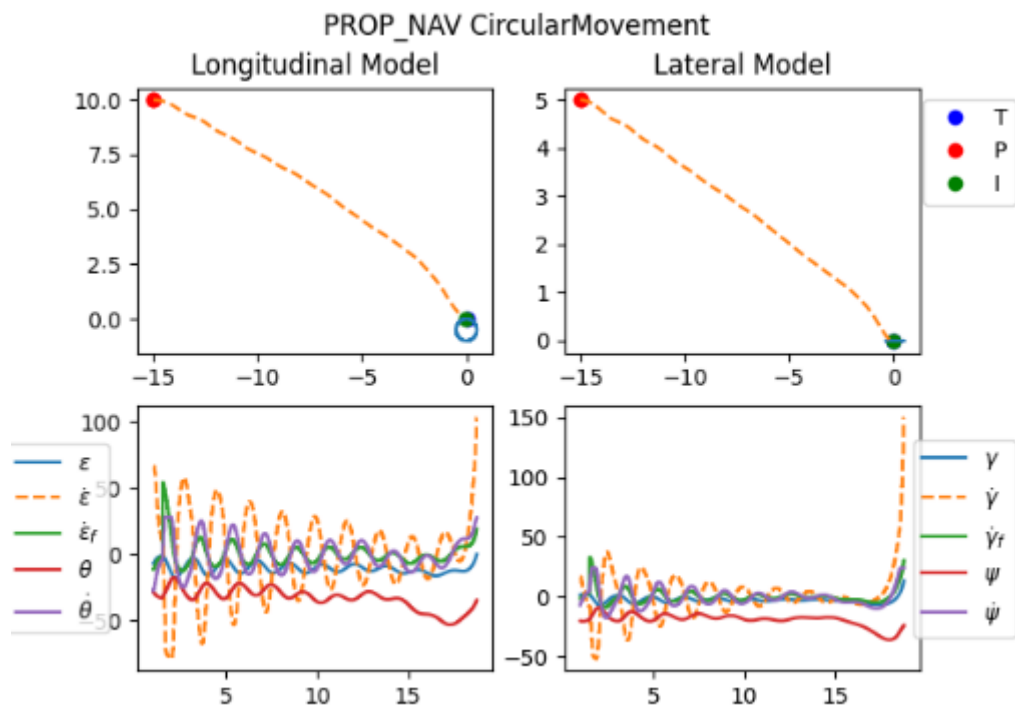


Ilustración 34: Datos simulación Prop Nav

Anexo B: Datos de simulación. Estrategia Prop Nav Corrected

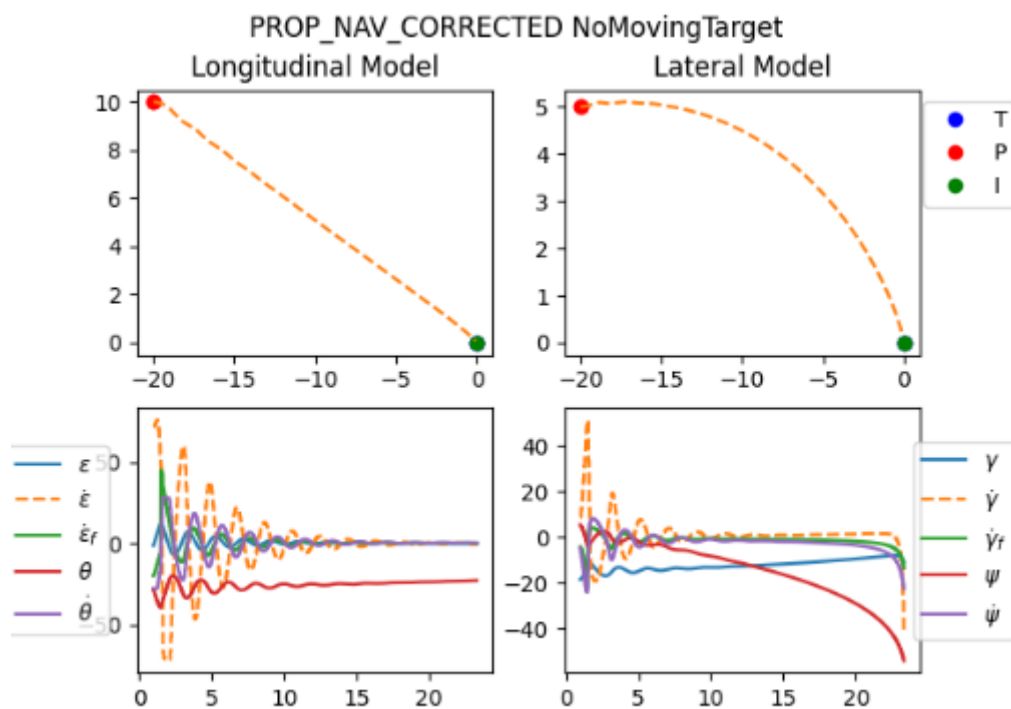


Ilustración 35: Datos simulación Prop Nav Corrected No Moving Target

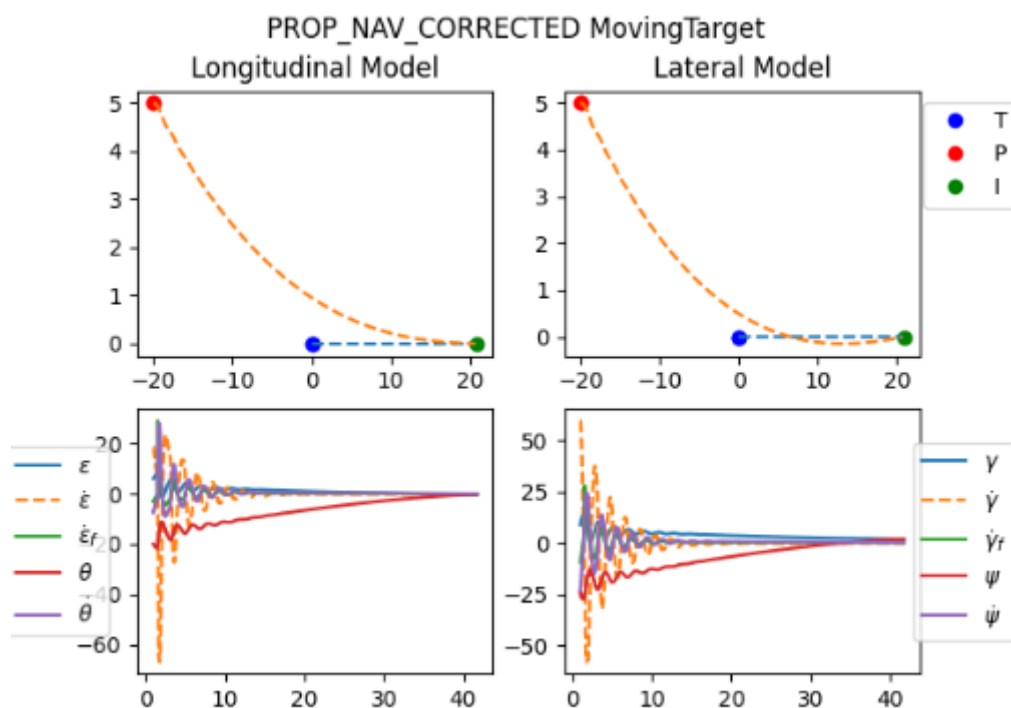


Ilustración 36: Datos simulación Prop Nav Corrected Moving Target

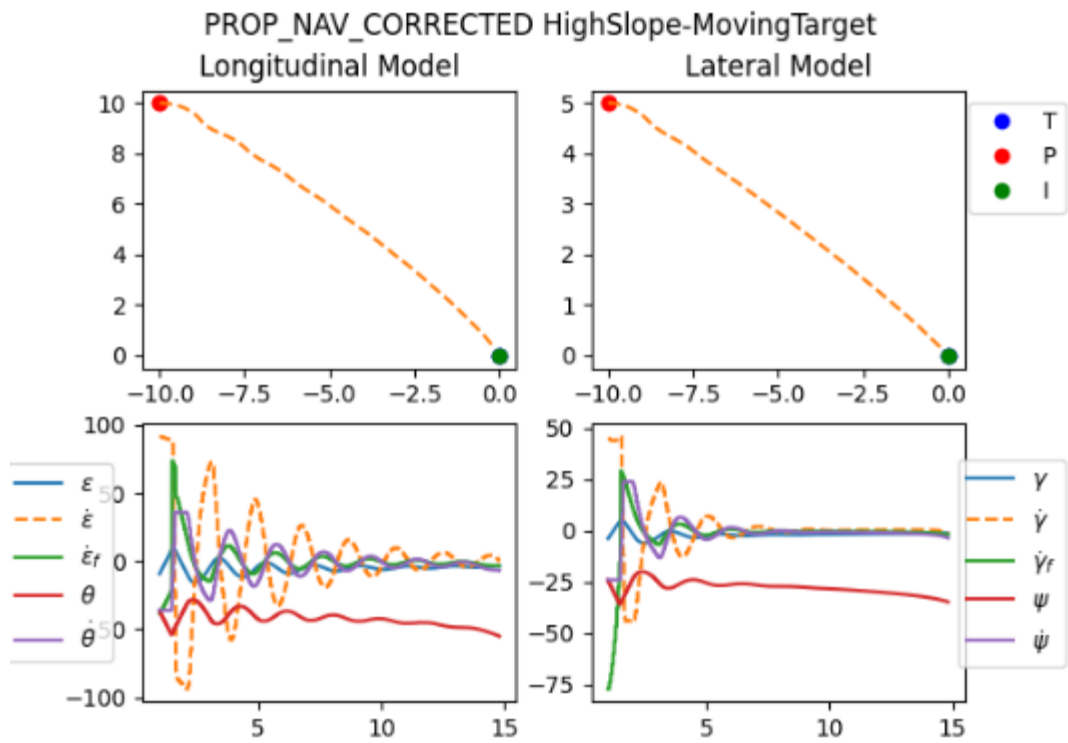


Ilustración 37: Datos simulación Prop Nav Corrected High Slope

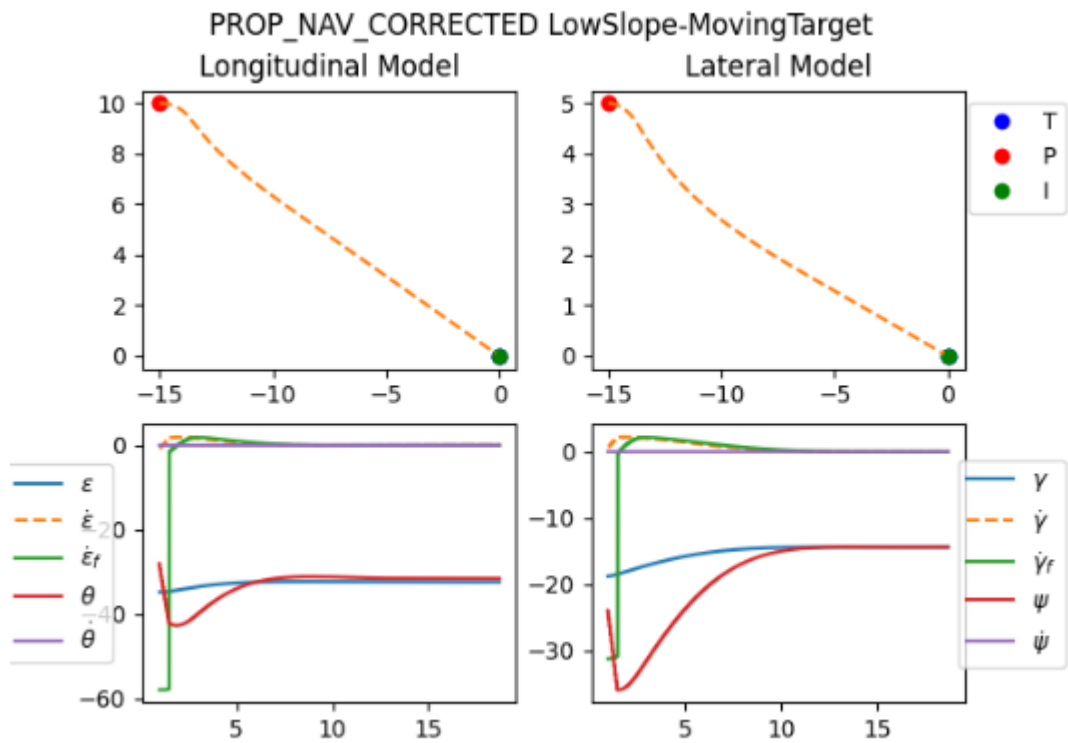


Ilustración 38: Datos simulación Prop Nav Corrected Low Slope

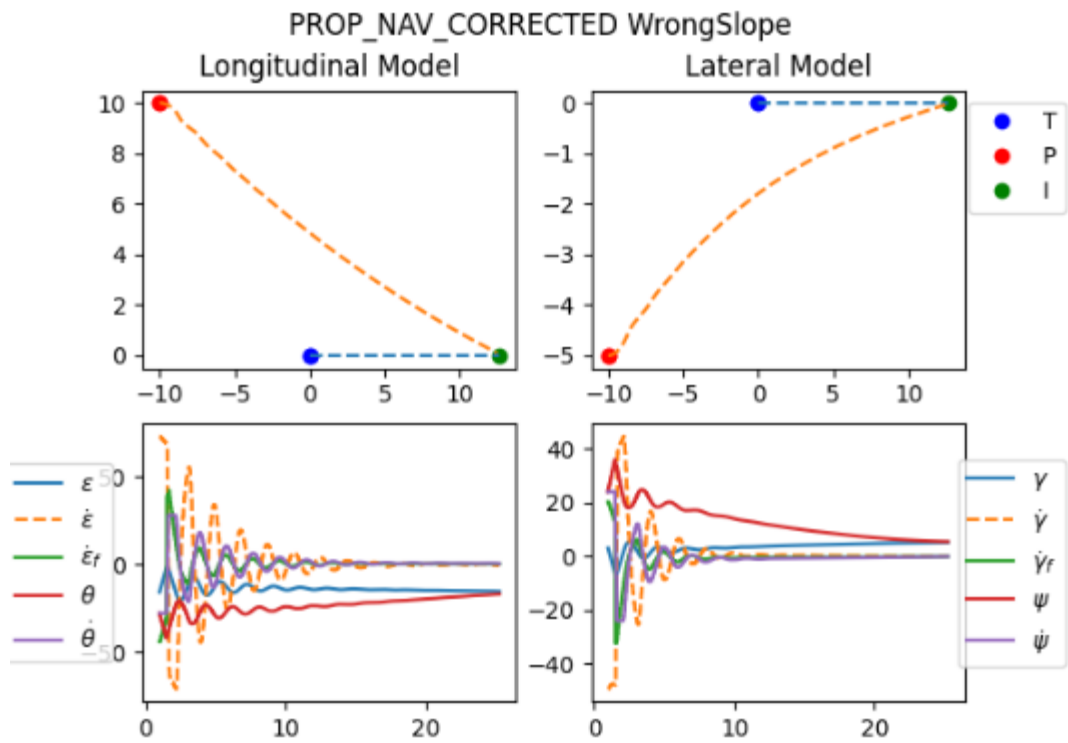


Ilustración 39: Datos simulación Prop Nav Corrected Wrong Slope

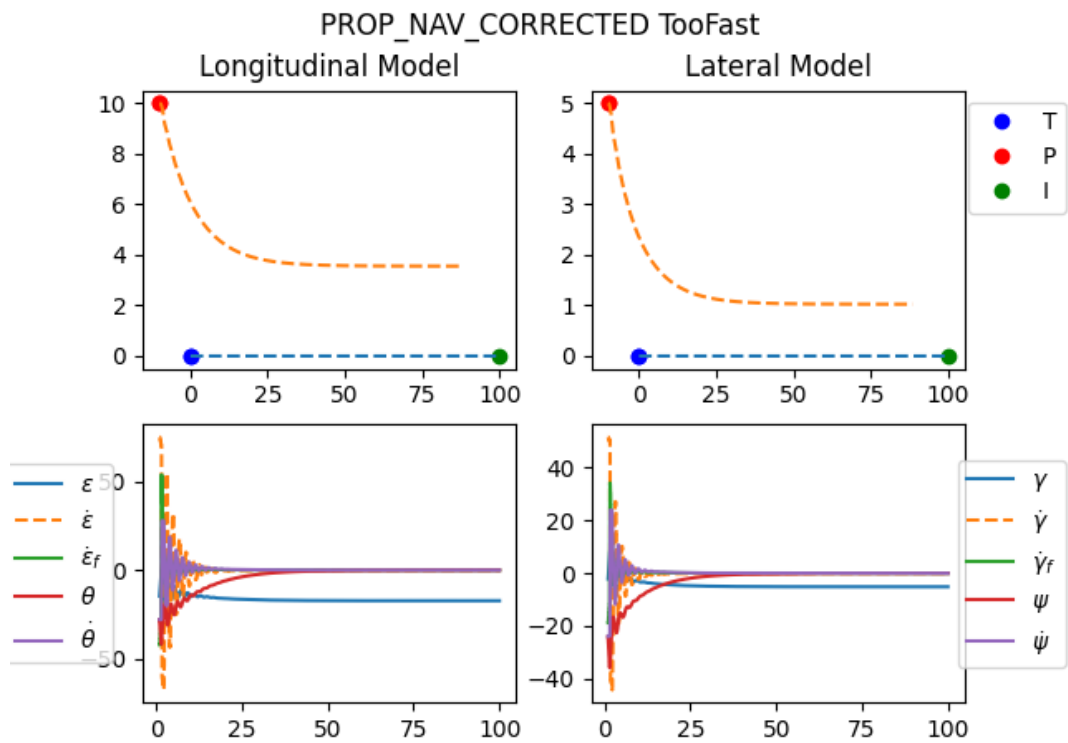


Ilustración 40: Datos simulación Prop Nav Corrected Too Fast

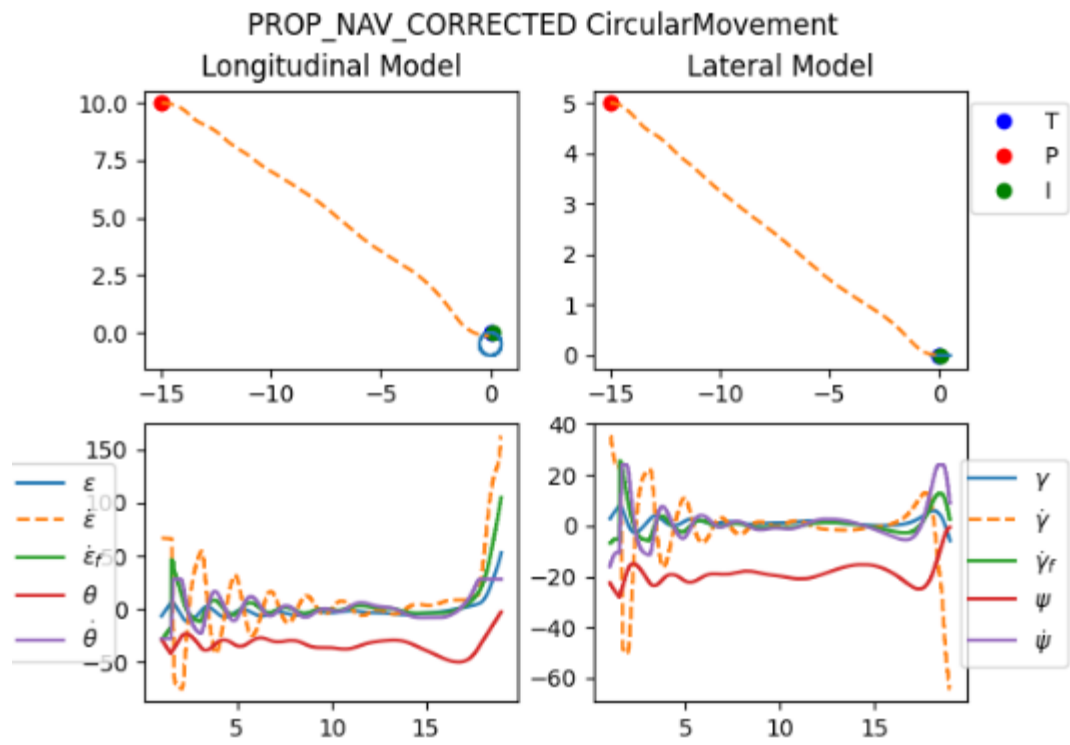


Ilustración 41: Datos simulación Prop Nav Corrected Circular Movement

Anexo C: Datos de simulación. Estrategia Path Fix

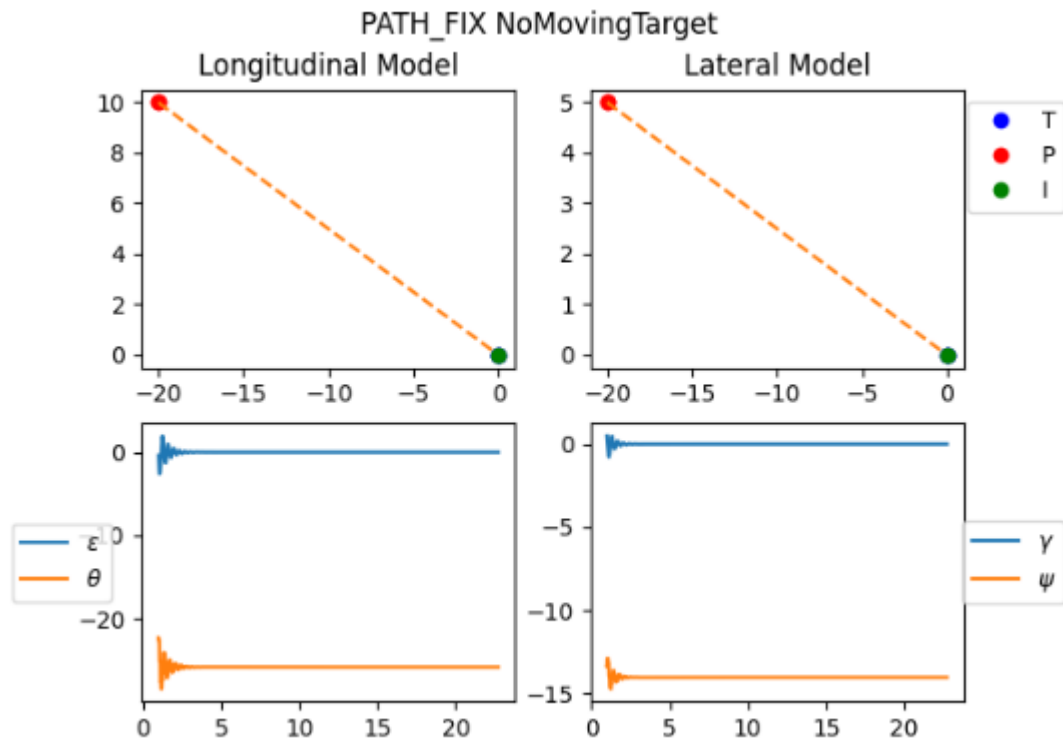


Ilustración 42: Datos simulación Path Fix No Moving Target

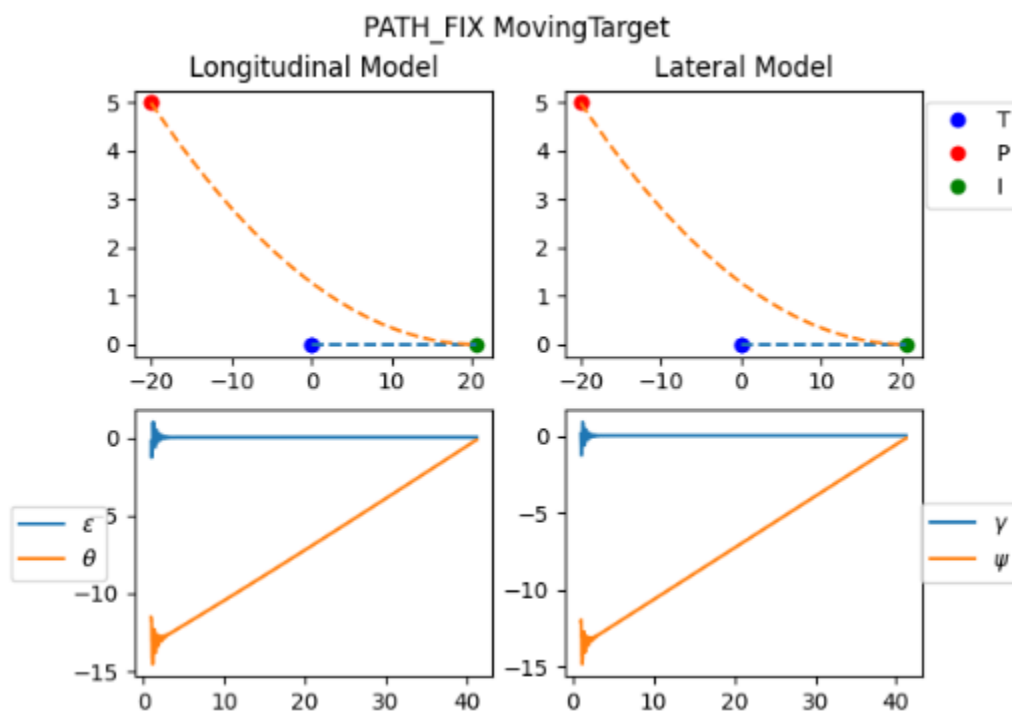


Ilustración 43: Datos simulación Path Fix Moving Target

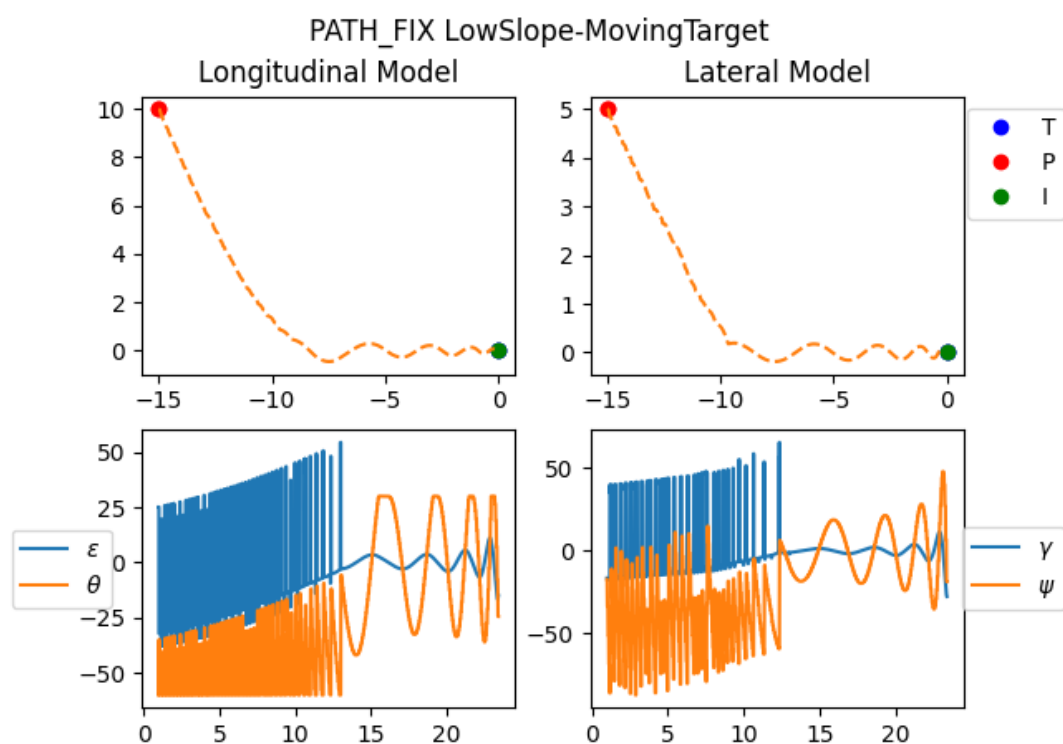


Ilustración 44: Datos simulación Path Fix Low Slope

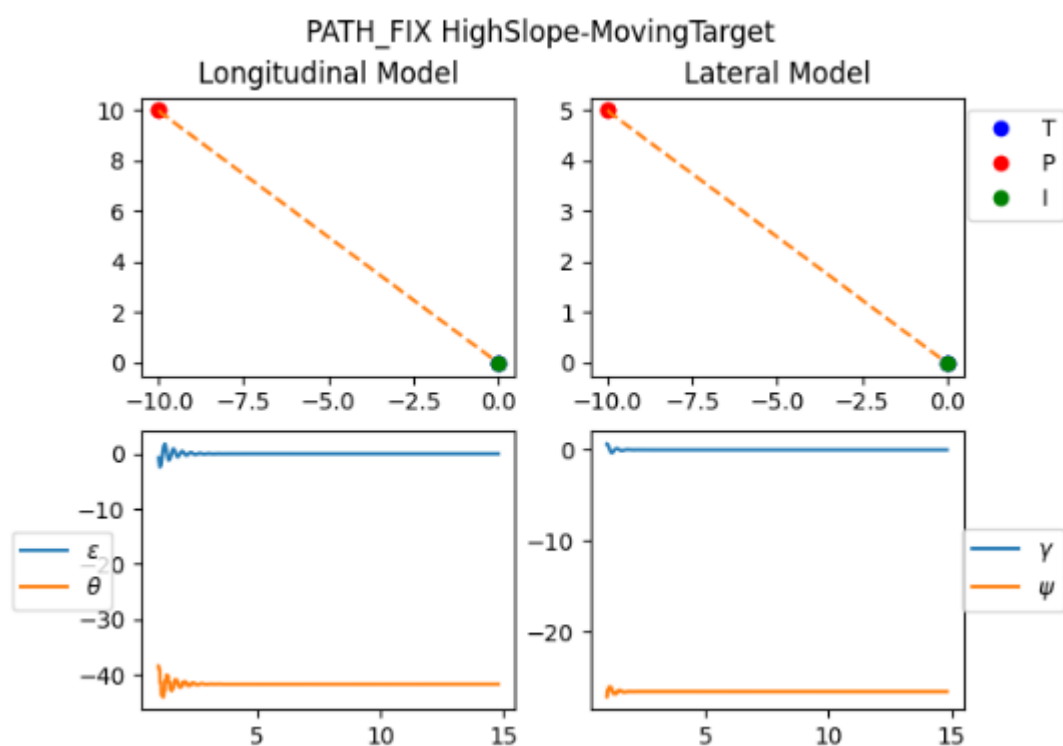


Ilustración 45: Datos simulación Path Fix High Slope

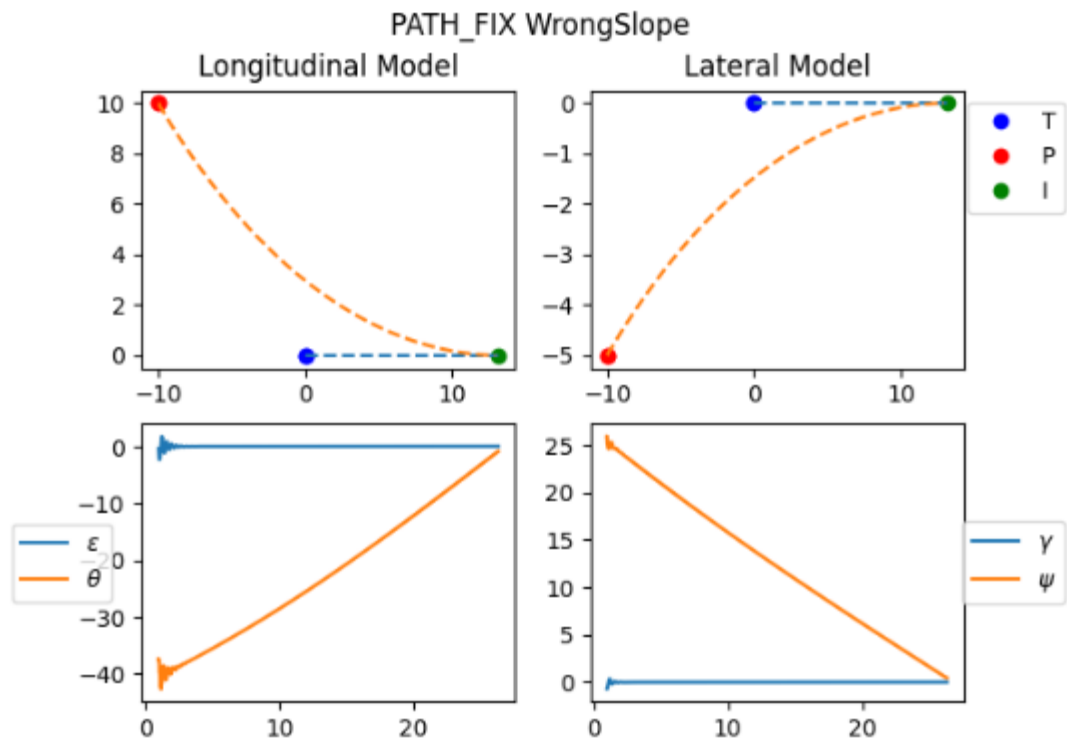


Ilustración 46: Datos simulación Path Fix Wrong Slope

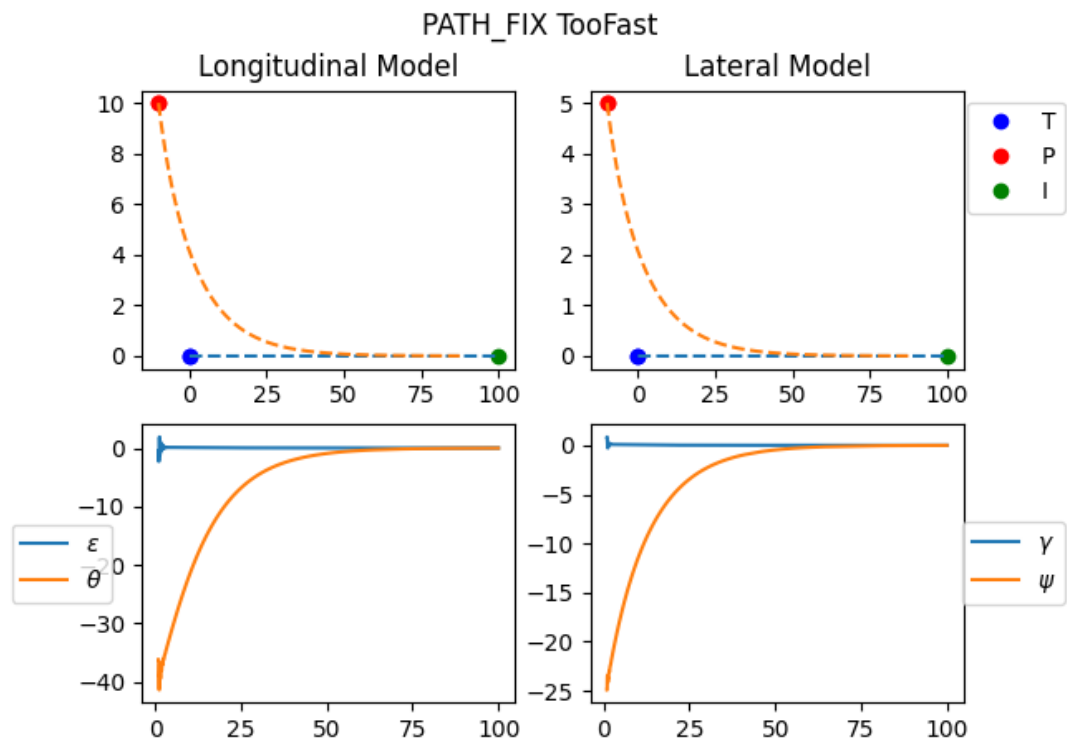


Ilustración 47: Datos simulación Path Fix Too Fast

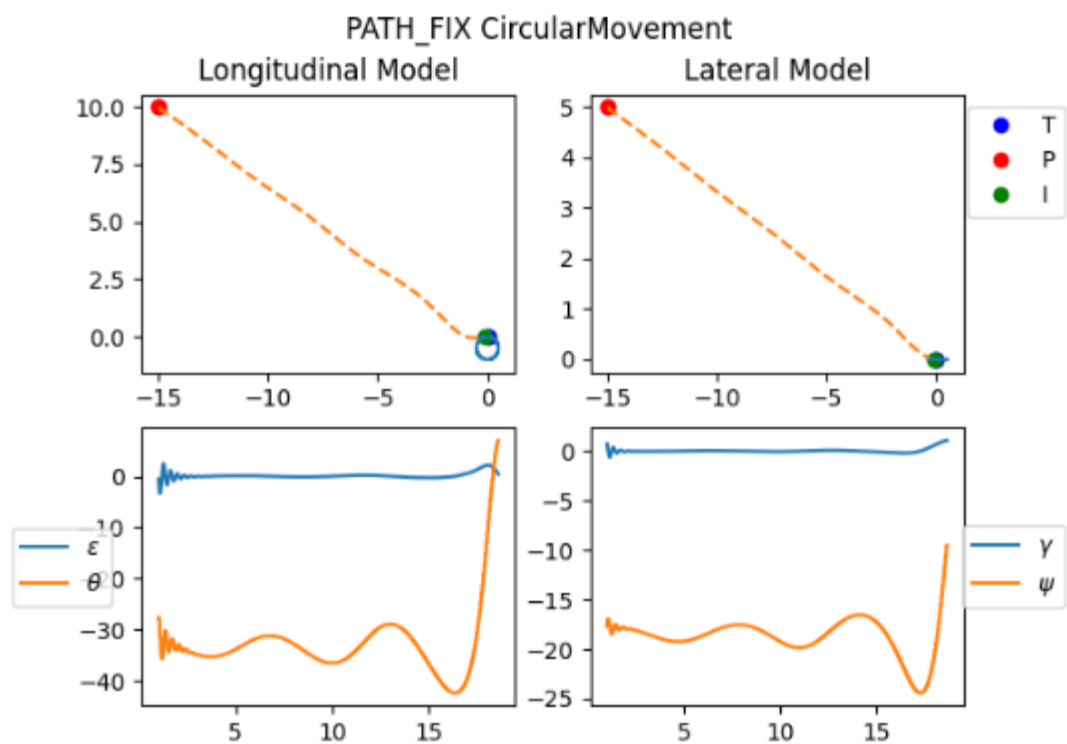


Ilustración 48: Datos simulación Path Fix Circular Movement

Anexo D: Datos de simulación. Estrategia Error Correction

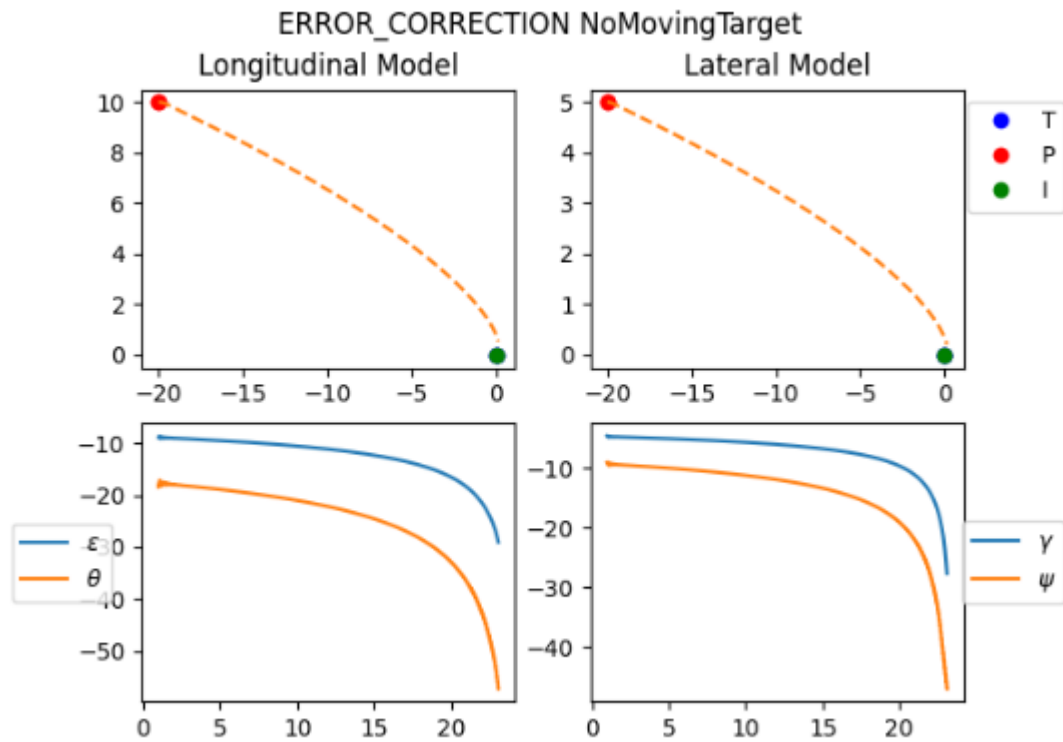


Ilustración 49: Datos simulación Error Correction No Moving Target

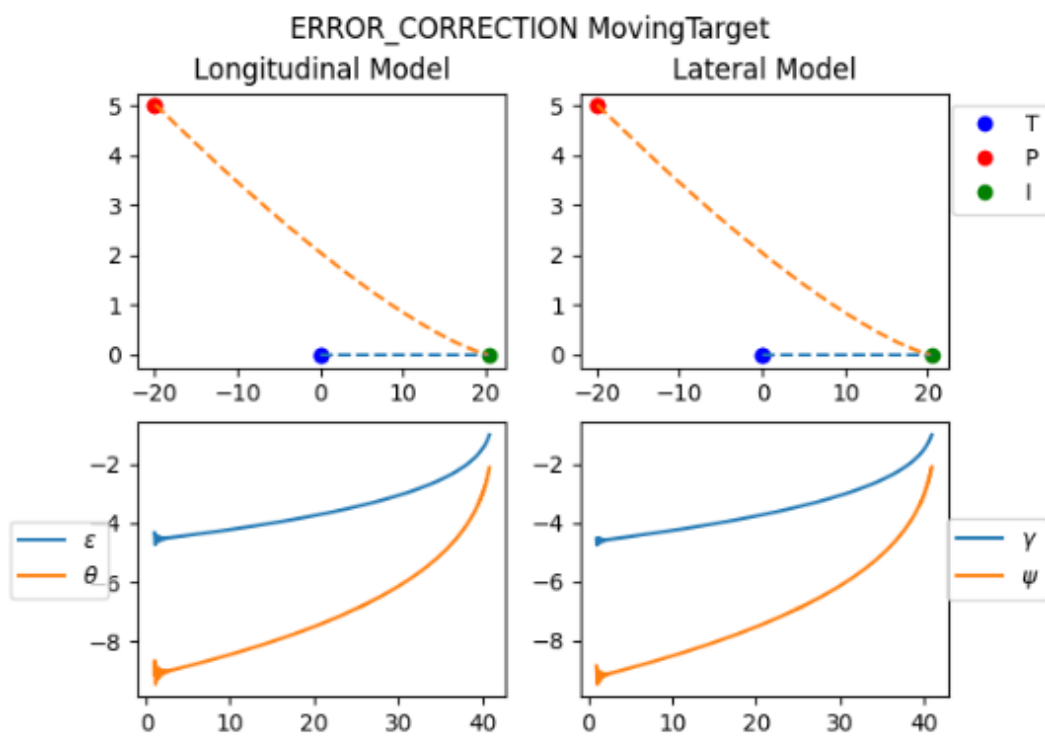


Ilustración 50: : Datos simulación Error Correction Moving Target

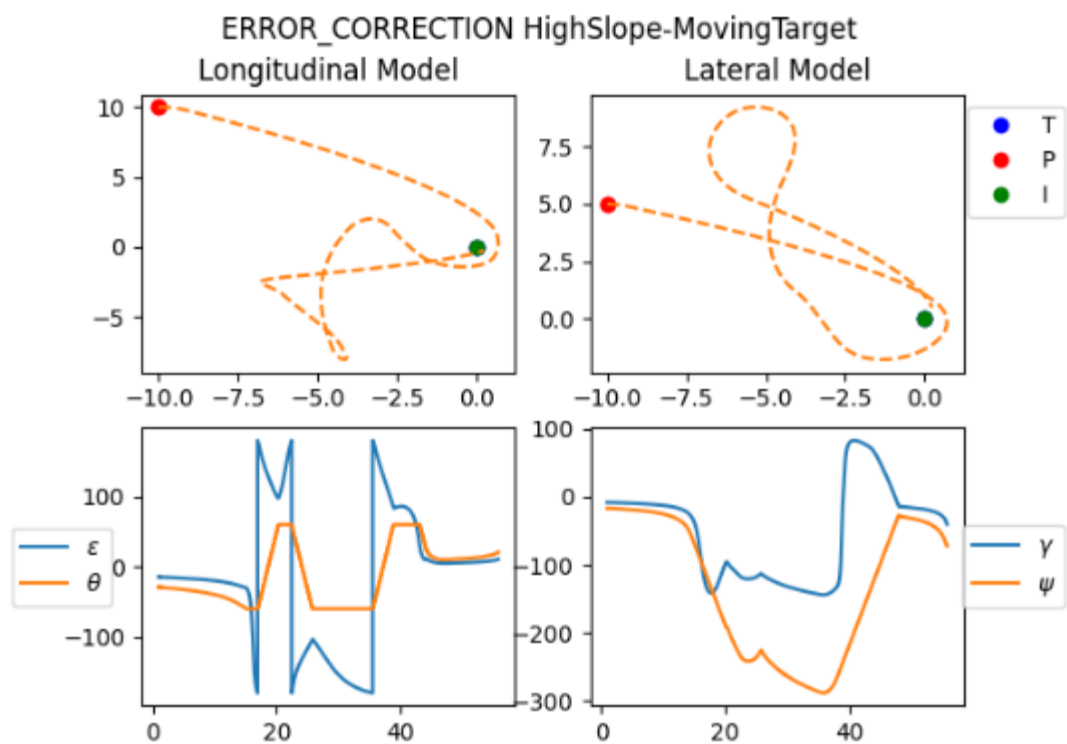


Ilustración 51: Datos simulación Error Correction High Slope

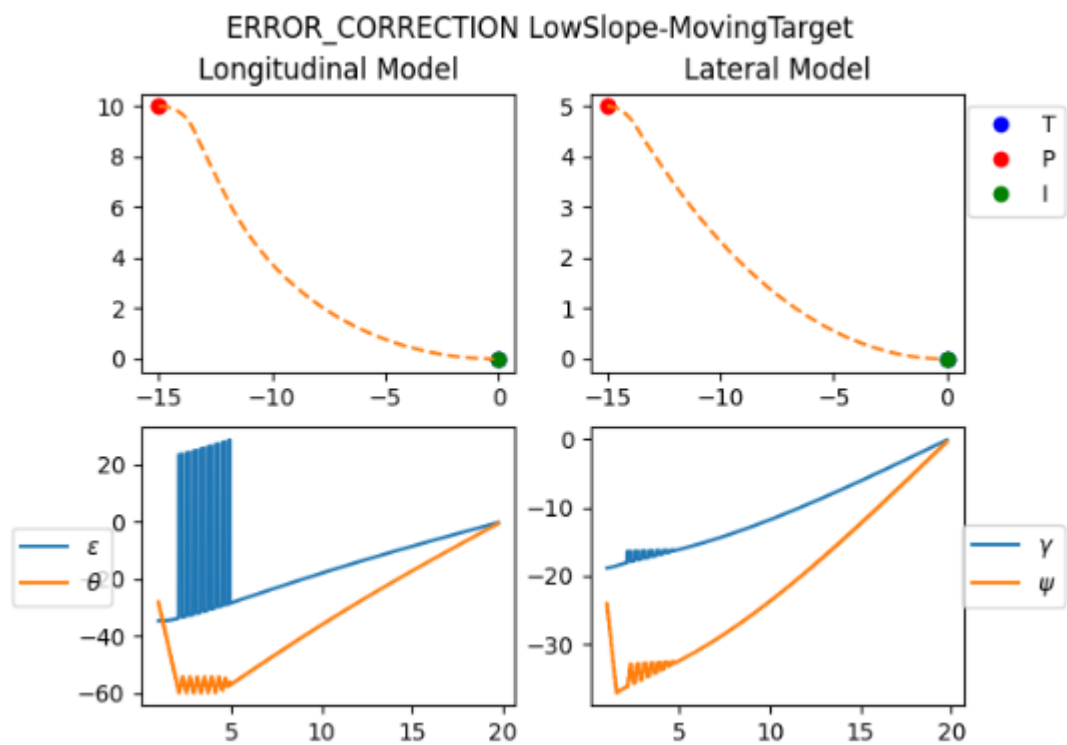


Ilustración 52: Datos simulación Error Correction Low Slope

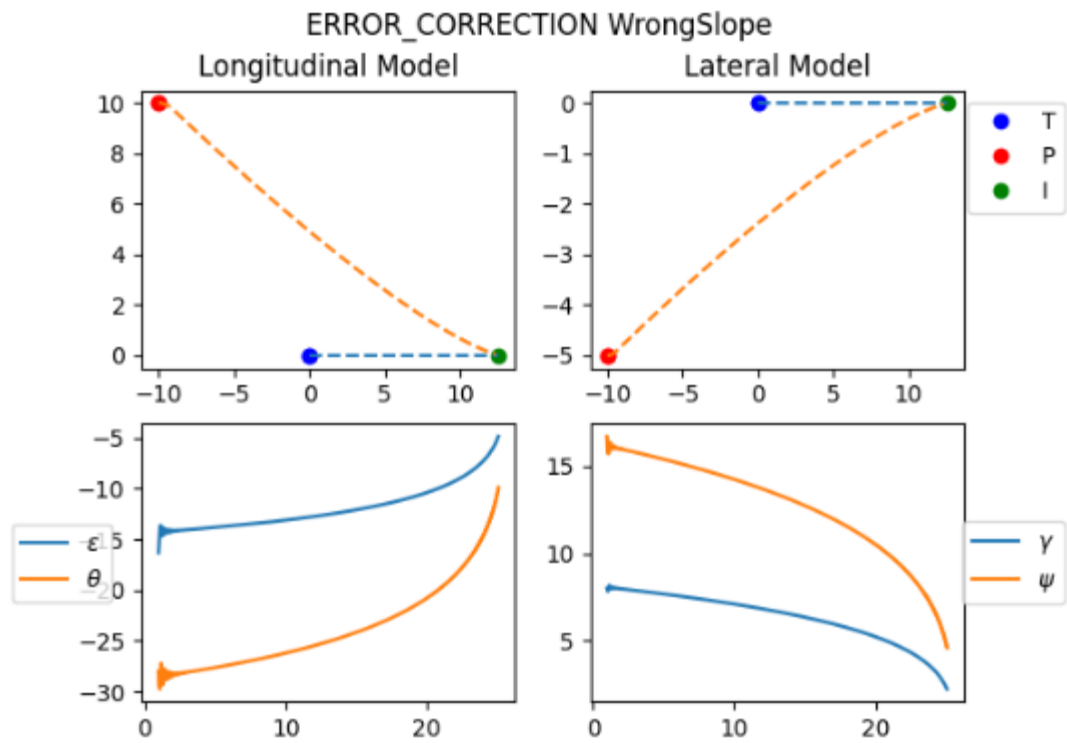


Ilustración 53: Datos simulación Error Correction Wrong Slope

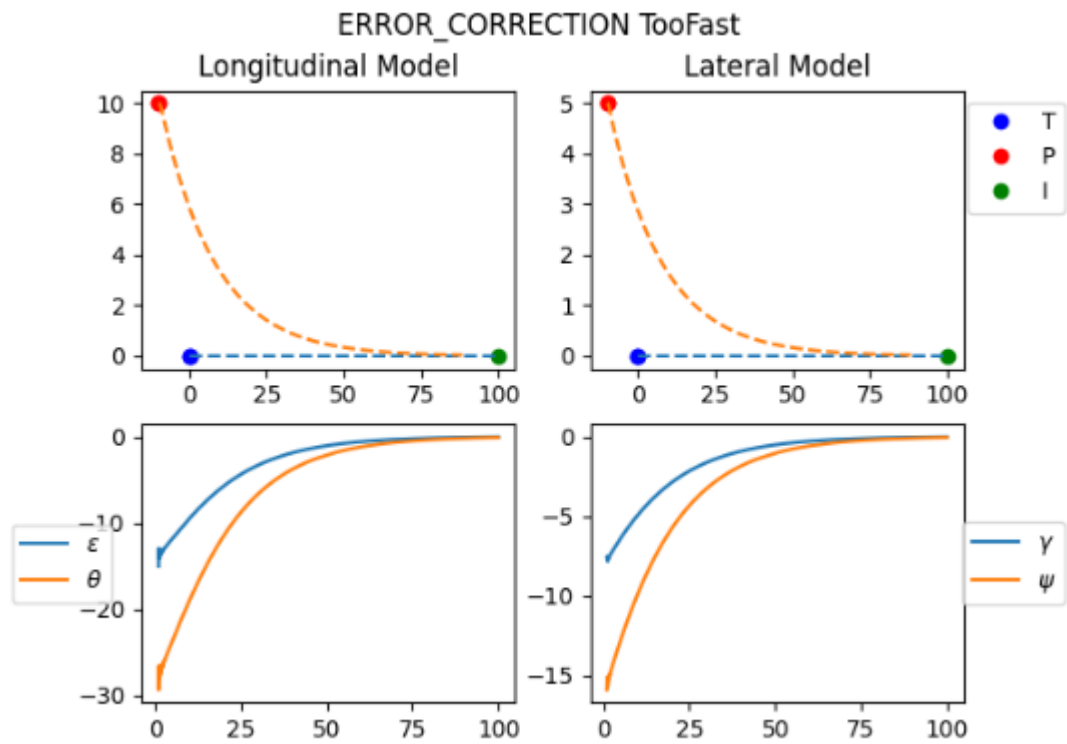


Ilustración 54: Datos simulación Error Correction Too Fast

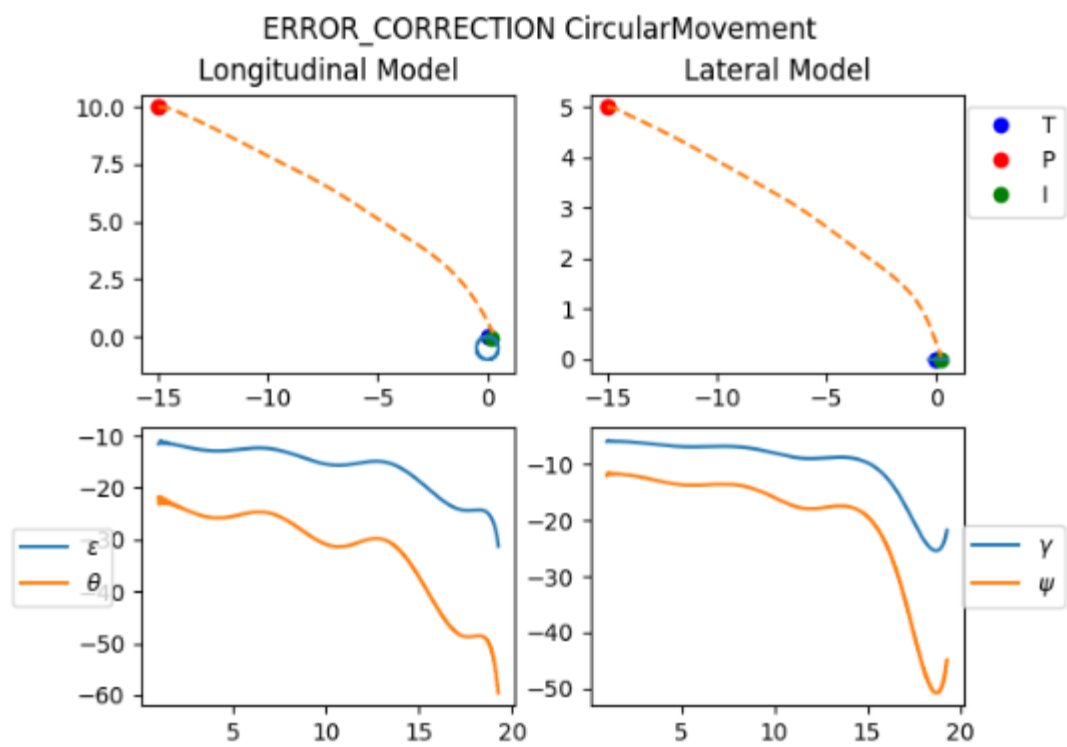


Ilustración 55: Datos simulación Error Correction Circular Movement