

ESCUELA POLITÉCNICA NACIONAL

FACULTAD DE INGENIERÍA ELÉCTRICA Y ELECTRÓNICA

DESARROLLO DE UNA METODOLOGÍA PARA LA SIMULACIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO DE ALA FIJA, CONSIDERANDO EL EFECTO DEL VIENTO, PARA APLICACIONES EN ALTA MONTAÑA

**TRABAJO DE TITULACIÓN PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE
INGENIERO EN ELECTRÓNICA Y CONTROL**

MIGUEL FERNANDO CALLE ROMERO

DIRECTOR: Ing. JACKELINE ABAD, PhD

Quito, febrero 2022

AVAL

Certifico que el presente trabajo fue desarrollado por Miguel Fernando Calle Romero, bajo mi supervisión.

Ing. JACKELINE ABAD, PhD
DIRECTOR DEL TRABAJO DE TITULACIÓN

DECLARACIÓN DE AUTORÍA

Yo, Miguel Fernando Calle Romero, declaro bajo juramento que el trabajo aquí descrito es de mi autoría; que no ha sido previamente presentado para ningún grado o calificación profesional; y, que he consultado las referencias bibliográficas que se incluyen en este documento.

A través de la presente declaración dejo constancia de que la Escuela Politécnica Nacional podrá hacer uso del presente trabajo según los términos estipulados en la Ley, Reglamentos y Normas vigentes.



Miguel Fernando Calle Romero

DEDICATORIA

A mi madre, María Fernanda Romero AVECILLAS y mi padre Hugo Fernando Calle Castillo.

AGRADECIMIENTO

A mí, por nunca rendirme.

ÍNDICE DE CONTENIDO

AVAL	I
DECLARACIÓN DE AUTORÍA.....	II
DEDICATORIA.....	III
AGRADECIMIENTO.....	IV
ÍNDICE DE CONTENIDO.....	V
RESUMEN	X
ABSTRACT	XI
1. INTRODUCCIÓN.....	1
1.1 OBJETIVOS	3
1.2 ALCANCE	3
1.3 MARCO TEÓRICO.....	4
1.3.1. UAV DE ALA FIJA	5
1.3.1.1 Alas	5
1.3.1.2 Fuselaje.....	9
1.3.1.3 La cola.....	9
1.3.1.4 Superficies de control.....	10
1.3.2. SIMULADOR DE VUELO	11
1.3.2.1. Flight Gear.....	12
1.3.2.2. Gazebo.....	12
1.3.2.3. X-Plane.....	13
1.3.2.4. Selección del simulador de vuelo	13
1.3.3. ESTACIÓN DE CONTROL EN TIERRA.....	14
1.3.3.1. Planificador de Misiones.....	15
1.3.3.2. Datos de telemetría	15

1.3.3.3. Ardupilot	15
1.3.4. VALIDACIÓN ESTADÍSTICA DEL MODELO DE SIMULACIÓN.....	21
1.3.4.1 Raíz cuadrada del error cuadrático medio – RMSE	23
1.3.4.2 Dos pruebas unilaterales (Two One-Sided Test - TOST).....	23
2. METODOLOGÍA.....	26
2.1 CONCEPTUALIZACIÓN DEL MODELO.....	27
2.2 RECOPILOCIÓN E INTERPRETACIÓN DE DATOS.....	27
2.2.1 EI UAV DE ALA FIJA: EVENT386	27
2.3 DESARROLLO DEL MODELO DE SIMULACION	29
2.3.1. CONFIGURACIÓN DEL SIMULADOR X-PLANE.....	29
2.3.1.1 Configuración de las condiciones atmosféricas en el simulador X-Plane.....	29
2.4 INTEGRACION DE X-PLANE y MISSION PLANNER	30
2.5 PILOTO AUTOMATICO ARDUPLANE	32
2.5.1 BIBLIOTECAS DEL FIRMWARE DE ARDUPLANE	33
2.5.2 ESTRUCTURA DEL CÓDIGO FUENTE DE ARDUPLANE.....	33
2.5.3 CONTROLADORES DE ARDUPLANE	34
3. RESULTADOS Y DISCUSIÓN	38
3.1 MISIÓN INFINITO	38
3.1.1. ANÁLISIS DE LA TRAYECTORIA.....	40
3.1.2. ANÁLISIS DE LA ALTITUD	43
3.1.3. ANÁLISIS DE LA VELOCIDAD INDICADA DEL UAV	45
3.1.4. ANÁLISIS DEL ÁNGULO DE ALABEO (ROLL).....	47
3.1.5. ANÁLISIS DEL ÁNGULO DE CABECEO (PITCH).....	48
3.2 MISIÓN en el simulador basada EN UN VUELO REAL.....	50
3.2.1. ANÁLISIS DE LA TRAYECTORIA.....	52
3.2.2. ANÁLISIS DE LA ALTITUD DE VUELO	53

3.2.3.	ANÁLISIS DE LA VELOCIDAD INDICADA DEL UAV.....	55
3.2.4.	ANÁLISIS DEL ÁNGULO DE alabeo (ROLL).....	56
3.2.5.	ANÁLISIS DEL ÁNGULO DE CABECEO (PITCH).....	57
3.3	MISIONES SIMULADAS BASADAS EN VUELOS REALES.....	59
3.3.1	PRUEBA DE EQUIVALENCIA.....	60
4.	CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....	62
4.1	CONCLUSIONES.....	62
4.2	RECOMENDACIONES.....	64
5.	REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	66
	ANEXOS.....	70
	ANEXO A.....	71
	CARACTERIZACIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO (UAV) DE ALA FIJA.....	72
	INTRODUCCIÓN.....	72
1.1	RESUMEN.....	72
1.2	OBJETIVO GENERAL.....	72
1.3	OBJETIVOS ESPECÍFICOS.....	72
1.4	DESARROLLO.....	72
1.5	PROCEDIMIENTO.....	73
1.6	DEFINICIONES.....	73
1.6.1	Especificaciones del fuselaje.....	73
1.6.2	Especificaciones del ala.....	74
1.6.3	Especificaciones del motor.....	74
1.6.4	Especificaciones de la hélice.....	74
	SELECCIÓN DEL UAV DE ALA FIJA.....	74
2.1	DESCRIPCION DEL UAV.....	75
2.2	PESO DEL UAV Y CENTRO DE GRAVEDAD.....	75

2.2.1	Peso	75
2.2.2	Centro de gravedad (CG)	75
2.3	DIMENSIONES DEL AVIÓN.....	77
2.4	ALAS DEL UAV	79
2.4.1	Ala principal	80
2.4.2	Estabilizador horizontal.....	82
2.4.3	Estabilizador vertical.....	83
3.4.4	Flexión del ala (Wing flex)	85
2.5	ESPECIFICACIONES PARA LAS SUPERFICIES DE CONTROL	85
2.6	ESPECIFICACIONES DEL SISTEMA DE PROPULSIÓN.....	86
2.7	CONFIGURACIONES DE LA HÉLICE	87
2.8	VELOCIDADES AERODINÁMICAS	88
2.9	SISTEMA ELÉCTRICO.....	89
	REFERENCIAS.....	90
	ANEXO B	91
	DESARROLLO DEL MODELO DEL UAV EN EL SIMULADOR DE VUELO	91
	Fuselaje	91
	Datos del cuerpo [DATA BODY].....	92
	Localización del cuerpo [BODY LOCATION].....	93
	Textura del cuerpo [BODY TEXTURE].....	93
	Sección transversal [CROSS – SECTION].....	93
	Ala principal	94
	Especificaciones de la lámina del ala [Foil Specs]	95
	Textura del ala [Wing Texture].....	96
	Especificaciones de los elementos del ala [Element Specs]	96
	Estabilizador horizontal.....	97
	Estabilizador vertical.....	98

Configuración de las superficies de control	98
Dimensiones del sistema de control [Control Sizes].....	99
Sistema de propulsión	100
Especificaciones generales del motor [General Engine Specs]	101
Especificaciones generales de la hélice [Prop Engine Specs]	102
Peso y centro de gravedad del UAV	103
Centro de gravedad [Center of Gravity].....	104
Peso [Weight]	104
REFERENCIAS.....	104
ANEXO C	104
CONFIGURACIÓN DEL SIMULADOR DE VUELO X-PLANE	104
Selección de la aeronave.....	104
Configuración de la localización en el simulador x-plane	105
Configuración de las condiciones atmosféricas en el simulador x-plane	105
ANEXO D	109
DESARROLLO DEL AEROPUERTO PARA SU USO EN EL SIMULADOR DE VUELO.....	109
Creación del aeropuerto	109
Configuración de la información básica para el aeropuerto	111
REFERENCIAS.....	112
ANEXO E	113
PROTOCOLOS DE COMUNICACIÓN DE X-PLANE Y MISSION PLANNER	113
REFERENCIAS.....	116

RESUMEN

En este trabajo se ha desarrollado una metodología para realizar simulaciones de vehículos aéreos de ala fija. Las aplicaciones de los vehículos aéreos no tripulados en operaciones para la investigación en las altas montañas de la región andina son amplias. El reto considerado en este estudio se presenta cuando se realizan vuelos en condiciones climáticas donde influyen corrientes de viento y se considera la presión de aire. Un ejemplo particular es el monitoreo de la actividad volcánica en donde la precisión con la que se levanta la información es clave importante para obtener resultados confiables.

El proceso que sigue esta metodología muestra las bases para el desarrollo de un vehículo aéreo no tripulado comercial o construido dentro de un simulador. Como parte del este objetivo, está configurar un entorno de simulación donde se puedan obtener resultados similares a los obtenidos en los vuelos reales y que considere como influye las condiciones atmosféricas a grandes altitudes, en el vuelo del UAV. En el documento se analizan variables como la altitud, la velocidad y la trayectoria que describe el UAV usando análisis cuantitativos con el fin de corroborar los resultados. Finalmente, el análisis se compara con vuelos de misiones reales y se determinando que tan viable es el uso de simuladores bajo este tipo de condiciones. Así, la metodología busca modelar sistema real para ayudar a diseñar soluciones a problemas en las altas montañas de los Andes.

PALABRAS CLAVE: UAV de ala fija, Software-in-the-Loop, simuladores de vuelo, estación de control en tierra.

ABSTRACT

In this work, a methodology has been developed to carry out simulations of fixed-wing aerial vehicles. The applications of unmanned aerial vehicles in research operations in the high mountains of the Andean region are extensive. The challenge considered in this arises when flights are carried out in climatic conditions where wind currents influence, and the study air pressure is considered. A particular example is the monitoring of volcanic activity, where the precision with which the information is collected is an important key to obtaining reliable results.

The process that follows this methodology shows the bases for the development of a commercial unmanned aerial vehicle or built inside a simulator. As part of this objective, a simulation environment is configured where results like those obtained in real flights can be obtained and that consider how atmospheric conditions at high altitudes influence the UAV flight. The document analyzes variables such as altitude, speed and trajectory that describe the UAV using quantitative analyzes to corroborate the results. Finally, the analysis is compared with real mission flights, and it is determined how viable the use of simulators is under these types of conditions. Thus, the methodology seeks to model a real system to help design solutions to problems in the high mountains of the Andes.

KEYWORDS: Fixed-wing UAV, Software-in-the-Loop, flight simulators, ground control station.

1. INTRODUCCIÓN

Según el Programa Global de Volcanismo (Global Volcanism Program - GVP): “El Ecuador ocupa el tercer lugar entre los países con mayor número de volcanes en el mundo, con un total de 84 volcanes, de los cuales 17 son considerados potencialmente activos” [18]. La tecnología de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV - Unmanned Aerial Vehicle) facilita en gran parte la recopilación de datos que describen el estado en el que se encuentra un volcán. En este marco, la Escuela Politécnica Nacional trabaja en el proyecto de investigación conocido como: “Monitoreo de volcanes en tiempo real para la predicción temprana de erupciones utilizando vehículos aéreos no tripulados y métodos de procesamiento de imágenes” (VLIR-UOS). Implicando de esta manera el uso de UAV para realizar observaciones y la adquisición de información del estado de los volcanes en las altas montañas de los Andes [17].

Una ubicación geográfica que supere los 3000 msnm., denomina terreno en “Alta Montaña”, es donde se presentan condiciones atmosféricas particulares. Aquí la baja densidad del aire [17] y los fuertes vientos afectan el desempeño del UAV. Las condiciones climáticas en la alta montaña llegan a ser extremas e impredecibles, tal como: fuertes vientos, altas precipitaciones, o niebla espesa. Disponer de una herramienta que permita simular las múltiples condiciones atmosféricas presentes en las montañas y el funcionamiento de la aeronave, otorgará la posibilidad de sacar el máximo provecho al uso de los vehículos aéreos.

En el área de los vehículos autónomos, trabajar en un simulador de vuelo brinda las facilidades necesarias para ajustar diferentes variables de vuelo del UAV. Un entorno virtual de simulación permite replicar los diferentes escenarios, presentes en la alta montaña, de manera controlada; además de facilitar el análisis del comportamiento de la aeronave. Las ventajas que se encuentran al simular un UAV incluye:

- 1) Reducción de costos operativos;
- 2) Seguridad para el equipo en tierra;
- 3) Recreación de una gran variedad de escenarios controlados, en un software diseñado exclusivamente para el estudio del vuelo de la aeronave.

Existe gran variedad de simuladores, pero los más conocidos son: SITL (Software-In-The-Loop) y HITL (Hardware-In-The-Loop). Estos simuladores permiten modificar el modelo aerodinámico del vehículo, reducir el número de las salidas para realizar vuelos reales y también reduce el número de personas involucradas. SITL se caracteriza por realizar

simulaciones usando en su totalidad software, es decir el control y la simulación de la aeronave se realizan dentro de un ordenador [20]. HITL por su parte se caracteriza por, además del software donde se realiza la simulación de la aeronave, permite integrar la computadora a bordo usada en el control del UAV, para estudiar cómo trabaja en conjunto el hardware de control del UAV y el simulador de vuelo [21].

La aeronave utilizada en el proyecto (VLIR-UOS) es un UAV de ala fija denominado Event386, aeronave de uso comercial, que cuenta con un sistema de control autónomo, así como varios sensores como: cámaras multispectrales y cámaras de luz visibles. El Event386 le permite al usuario obtener datos de telemetría en tiempo real como: la altitud, nivel de las baterías, velocidades de vuelo, geolocalización, trayectorias realizadas y variables internas que controlan el vuelo de la aeronave. Además, otorga la capacidad de almacenamiento de datos históricos de los mismos parámetros [8].

Con lo anterior expuesto, la motivación del proyecto es desarrollar una metodología de simulación para aplicar en los UAV de ala fija usados en el proyecto (VLIR-UOS). En específico para este estudio técnico, el Event386 es la aeronave que se configura en el simulador, también estudiar la arquitectura de control y analizar el desempeño de la aeronave considerando el efecto del viento para aplicaciones en la alta montaña. En la elección del simulador de vuelo se realizará un estudio comparativo de las fortalezas y debilidades de varios simuladores de vuelo, y se seleccionará el más adecuado. Igualmente, en esta metodología, se incluirá el proceso para la obtención de los parámetros y características más importantes que definen la estructura del UAV.

Como parte del trabajo se realizarán diferentes pruebas que confirmen el correcto funcionamiento del simulador. Dentro de las pruebas de vuelo reales en alta montaña se replicarán las condiciones externas como presión de aire y velocidad de viento en el simulador de vuelo y se obtendrán los datos de vuelo. El procesamiento de esta información permitirá comparar los resultados de las simulaciones con el vuelo real. En caso de existir diferencias se ajustarán los parámetros correspondientes del simulador hasta obtener errores dentro de un rango de tolerancia. Esto permitirá al investigador disponer de una base sólida y confiable para entender cómo debe desenvolverse el UAV en una misión real.

El trabajo de titulación tendrá un producto final demostrable, que consistirá en un entorno de simulación conformado por el simulador de vuelo y la estación en tierra, la metodología necesaria para desarrollar una simulación de un UAV de ala fija, en un entorno que replica condiciones de densidad de aire y velocidades de viento, de las altas montañas de los Andes.

1.1 OBJETIVOS

El objetivo general de este estudio técnico es: Desarrollar una metodología para la simulación de un vehículo aéreo no tripulado de ala fija, considerando el efecto del viento, para aplicaciones en alta montaña.

Los objetivos específicos del estudio técnico son:

- Estudiar el modelo matemático y las características físicas que describen un UAV de ala fija;
- Determinar un simulador de vuelo que permita trabajar en un entorno virtual y cumpla con los requerimientos mínimos para el trabajo que se realiza;
- Simular el UAV en el simulador de vuelo e integrarlo con la estación en tierra Mission Planner para realizar al menos dos misiones con tres velocidades de viento diferentes;
- Analizar cuantitativamente la información obtenida de un vuelo real del UAV y la información del simulador de vuelo bajo las mismas condiciones de densidad de aire y velocidad del viento obtenidas de una misión de vuelo real en la alta montaña.

1.2 ALCANCE

Los alcances que se cumplen en el proyecto son:

- Se estudia el modelo matemático del UAV de ala fija y sus aplicaciones en alta montaña en la región andina.
- Se examinan 3 simuladores de vuelo bajo la lógica de funcionamiento Software-in-the-loop lo que permite realizar simulaciones con un UAV de ala fija (Event386, que se usa en el proyecto VLIR-UOS) y se escoge el simulador de vuelo más adecuado para lo que se propone realizar.
- Se estudia el modelo aerodinámico usado por el simulador de vuelo.
- Se estudia el software utilizado como estación en tierra: Mission Planner.
- Se analiza y describe la arquitectura de control usada por el piloto automático del SITL de Mission Planner, incluyendo el estudio de las librerías relacionadas con el controlador y entregar una base para realizar modificaciones en futuros proyectos.
- Se describe la estructura física y las partes constitutivas del UAV de ala fija: Event386.

- Se obtienen los parámetros característicos tanto físicos como mecánicos del Event386.
- Se configura el modelo aerodinámico usado por el simulador de vuelo para describir el Event386 en base a los parámetros antes obtenidos.
- Se realiza la integración entre el simulador de vuelo y el software que funciona como estación en tierra Mission Planner.
- Se realiza una misión de prueba en el simulador de vuelo y se familiariza con su funcionamiento. La misión servirá para comprobar la comunicación entre la estación de tierra y el simulador de vuelo, y comprobar la precisión cuando el UAV tiene que seguir un camino marcado.
- Se realiza misiones en el entorno virtual del simulador de vuelo considerando efectos del viento y variaciones en la densidad del aire según la altura donde trabaja el UAV.
- Se procede a replicar una misión real en el simulador de vuelo.
- Se realiza un análisis comparativo (cuantitativo) de los resultados del simulador de vuelo con los datos de vuelo reales. Entre las variables que se analizan esta la posición y la velocidad del UAV.
- El proyecto se enfoca en desarrollar una metodología para la simulación de un UAV de ala fija integrando varias herramientas computacionales y estudiar así el efecto del viento para aplicaciones de alta montaña.

1.3 MARCO TEÓRICO

La finalidad de esta sección es proveer la información teórica, definiciones y la descripción de componentes, necesarios para el desarrollo del proyecto. El estudio comprende: el sistema UAV de ala fija, el simulador de vuelo y la estación de control en tierra.

La Sección 1.3.1, define el concepto del UAV de ala fija y describe sus componentes estructurales. Esta información otorga flexibilidad cuando ocurren cambios recurrentes; además, confiere facilidad cuando se desea realizar un nuevo diseño conceptual. En la Sección 1.3.2, se describen y analizan los simuladores de vuelo considerados para el estudio, y con base en esta información se describe el por qué de usar el simulador elegido. La Sección 1.3.3, se presenta el estudio de la estación de tierra Mission Planner. Dentro del análisis se tiene: el estudio del modelo matemático empleado en el piloto automático; el análisis de los parámetros y arquitecturas que permiten el control de vuelo de la

aeronave. Por último, en la Sección 1.3.4, se estudian los conceptos necesarios para validar y verificar el simulador de vuelo, el análisis de las métricas a utilizar y el porqué.

1.3.1. UAV DE ALA FIJA

El término “UAV” se utiliza para describir aeronaves pequeñas con la singularidad de no ser tripuladas, cuya operación es por medio de un piloto automático o telemetría. El UAV de ala fija a diferencia de otros tipos de vehículos aéreos vuelan por la sustentación que se produce cuando el viento golpea sus alas [6].

Una aeronave está compuesta de varias partes que afectan directa e indirectamente a la sustentación. En la Figura 1.1 se observa los componentes más representativos que describen la geometría del UAV de ala fija, siendo estos: las alas, el fuselaje y la cola [4].

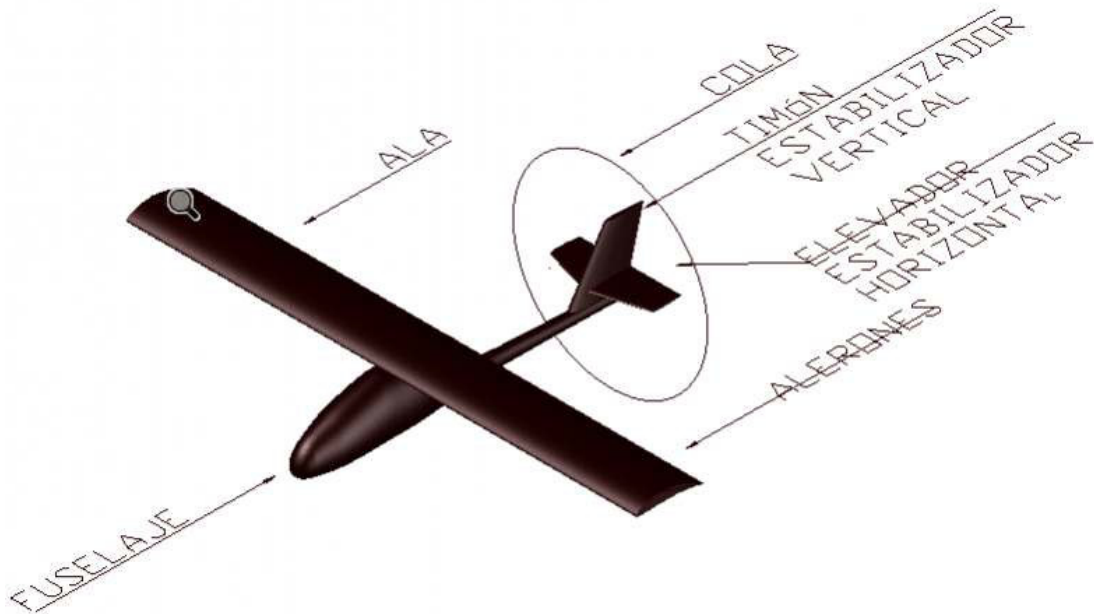


Figura 1.1. Partes constitutivas de un UAV de ala fija

1.3.1.1 Alas

El objetivo principal del ala es generar una fuerza de sustentación (Lift - L) cuando se enfrenta a un viento con velocidad relativa. Además, se producen otros fenómenos como la fuerza de arrastre o resistencia (Draft - D) y un momento aerodinámico (M_o) [3]. En la Figura 1.2. se muestran las fuerzas aerodinámicas que se presentan en el perfil aerodinámico.

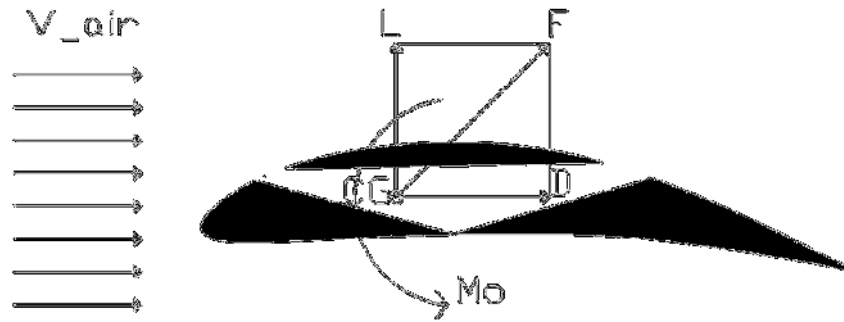


Figura 1.2. Fuerzas aerodinámicas y momento de inercia que actúan en el perfil aerodinámico del ala.

1.3.1.1.1 Perfil aerodinámico

La sección transversal del ala del UAV tiene una forma en particular arqueada y/o simétrica y con un cierto ángulo de incidencia o de ataque (Angle of Attack - AoA), al aire. A esta sección se le conoce como perfil aerodinámico y cuando se enfrenta con un flujo de aire en contra se origina la sustentación. Es importante tener en cuenta que la elevación de la aeronave no se produce por el impacto entre el perfil aerodinámico y el aire, sino por la circulación de aire a su alrededor [4].

El flujo de aire puede presentarse de dos maneras como son: el flujo laminar y el flujo turbulento, como se muestra la Figura 1.3. Al existir mayor velocidad de aire en la parte superior del perfil aerodinámico, la presión es menor. Ocurre lo contrario debajo del perfil aerodinámico, a menor velocidad; mayor es la presión. Por esta diferencia de presión se produce la sustentación [6].

El flujo laminar es cuando el aire se presenta en forma de capas o láminas y estas se mueven a una misma velocidad. Esto ocurre cuando el movimiento del cuerpo en el aire es a baja velocidad. El flujo turbulento se da cuando aumenta la velocidad de dichas capas de aire y las moléculas de aire empiezan a golpearse entre sí. La característica del flujo turbulento es que las capas de aire están desordenadas y forman remolinos cambiantes. [5]

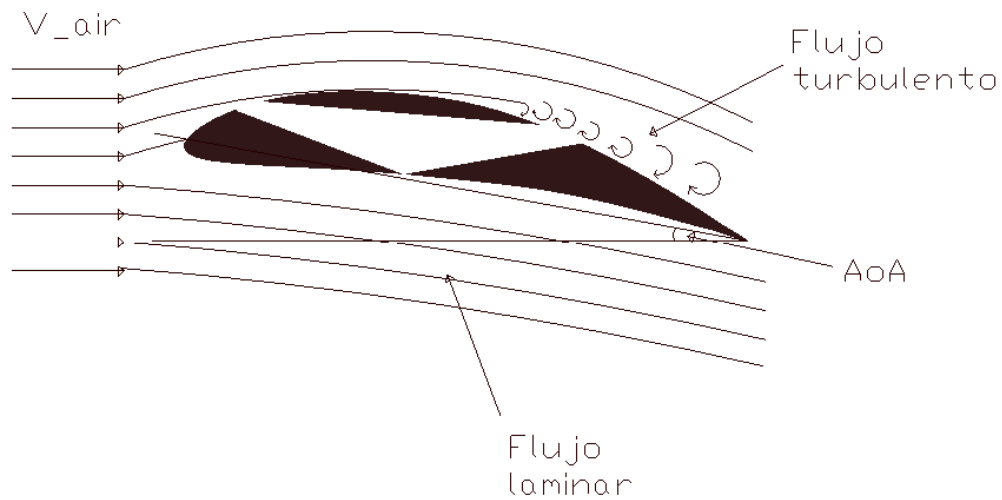


Figura 1.3. Tipos de flujos producidos por el aire y ángulo de ataque

Los extremos del perfil aerodinámico son conocidos como borde de ataque que es la parte delantera y borde de salida que es la parte trasera. Cuando el perfil aerodinámico golpea contra una ráfaga de viento se producen las fuerzas aerodinámicas que se muestran en la Figura 1.4 [5].

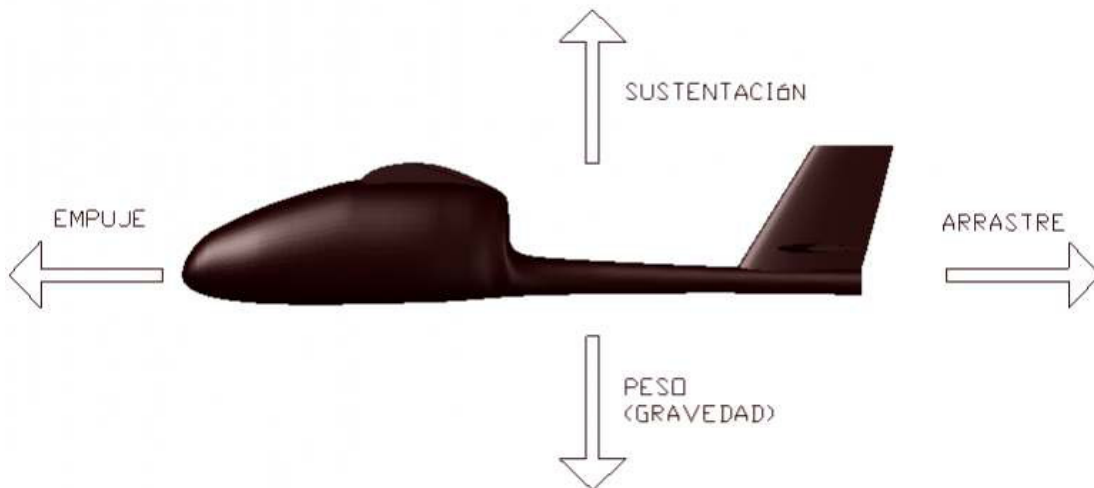


Figura 1.4. Fuerzas aerodinámicas producidas en un UAV de ala fija.

Las fuerzas que se producen cuando el UAV vuela, son:

- 1) La sustentación que es la fuerza que provoca que el avión se eleve, esta fuerza es contraria al peso [5];

- 2) El peso que es la fuerza que se produce por el resultado del producto de la aceleración de la gravedad por la masa de la aeronave, es la fuerza que se debe superar para que la aeronave vuele [5];
- 3) El arrastre o resistencia es la fuerza que se opone al movimiento de la aeronave, esta fuerza se genera cuando todas las partes de la aeronave golpean contra el viento. Dentro de las fuerzas de resistencia se tiene: la resistencia inducida, que incrementa proporcionalmente con el aumento del ángulo de ataque; la resistencia parásita que se genera por el golpe del resto de las partes de la aeronave con el aire [5].
- 4) La fuerza de empuje que es la fuerza producida por el sistema de propulsión de la aeronave y provoca el movimiento hacia adelante [5].

1.3.1.1.2 Configuración alar

Las configuraciones del ala tienen varias presentaciones entre las que están las mono-plato (Figura 1.5) la cual la aeronave cuenta con una sola ala, y las multi-platos (Figura 1.6) donde la aeronave está compuesta por varias alas [6].

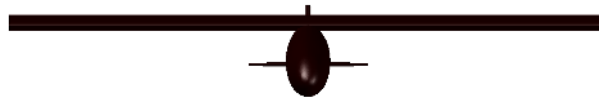


Figura 1.5. Configuración alar mono-plato.



Figura 1.6. Configuración alar multi-plato

La mayoría de los UAV de ala fija tienen configuración mono-plato. En esta configuración el ala puede tener varias posiciones con relación al fuselaje como se muestra en la Figura 1.7.

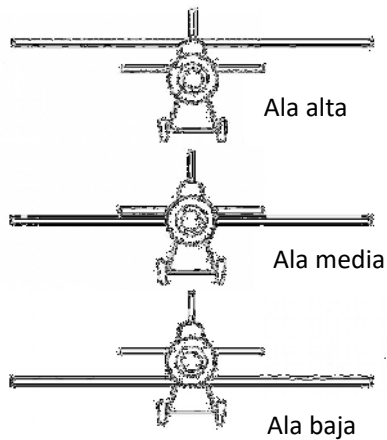


Figura 1.7. Posiciones del ala en la configuración alar Mono-plato

Las configuraciones del ala según su posición son:

- Ala alta, tiene mayor estabilidad y una mejor corrección durante el vuelo porque el peso se ubica por debajo del ala.
- Ala media, donde la aeronave presenta más velocidad y mejor maniobrabilidad cuando se encuentra en el aire.
- Ala baja: la aeronave es más robusta porque permite mayor carga, pero se presentan problemas al momento de maniobrarla.

1.3.1.2 Fuselaje

Las UAV de ala fija disponen de un fuselaje bien definido, en la mayoría de los casos en forma de góndola alargada, diseñada con características aerodinámicas. Las góndolas pueden ser fabricadas con materiales, que cumplan con los criterios de diseño mecánico de: resistencia, rigidez y de peso ligero [4], y son utilizadas para almacenar los sistemas electrónicos para control y potencia.

1.3.1.3 La cola

Se encuentra montada en la parte posterior del fuselaje del UAV y está compuesta por: un estabilizador vertical y un estabilizador horizontal, los cuales pueden venir en varias configuraciones [4].

1.3.1.3.1 Configuración del tipo de cola

Existen varios tipos de configuración como se muestran en la Figura 1.8.

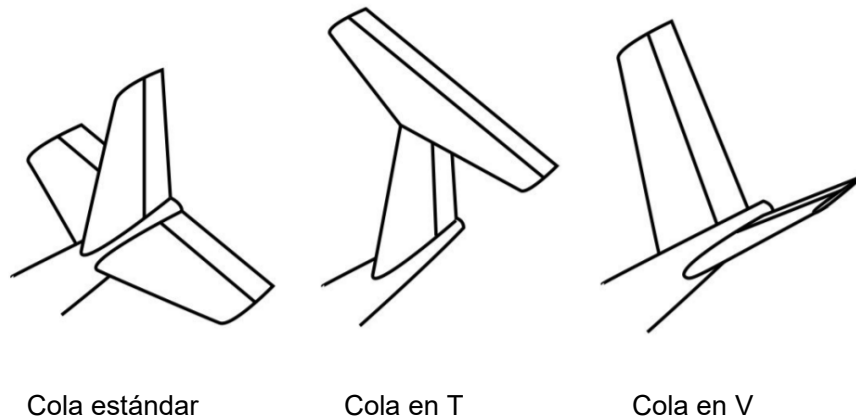


Figura 1.8. Configuraciones del tipo de cola

El tipo de configuración de la cola afecta el desempeño de vuelo del UAV. La configuración de la cola en T, permite un alto rendimiento aerodinámico porque el estabilizador horizontal está sobre las alas. Sin embargo, tiene el inconveniente de que al entrar en pérdida (pérdida repentina de sustentación) [6] donde al UAV será difícil estabilizarlo. La configuración de la cola estándar es la más común, porque permite tener un alto rendimiento aerodinámico ya que si entra en pérdida se estabilizará más fácilmente. La configuración de la cola en V tiene menor resistencia al flujo de aire y es más ligera que las configuraciones anteriores, pero requiere un control más sofisticado.

1.3.1.4 Superficies de control

Las superficies de control permiten maniobrar el vehículo aéreo, modificando la posición y orientación. Estas superficies son: los alerones que se encuentran en el ala principal, el elevador y el timón que se encuentra en la cola.

1.3.1.4.1 Alerones / Control de alabeo

Los alerones están ubicados en la parte trasera del ala [6], como se muestra en la Figura 1.9. Cada alerón funciona como una bisagra y es accionado por un actuador mecánico. La fuerza generada por el alerón debe ser lo suficientemente grande para producir el control de alabeo (Roll).

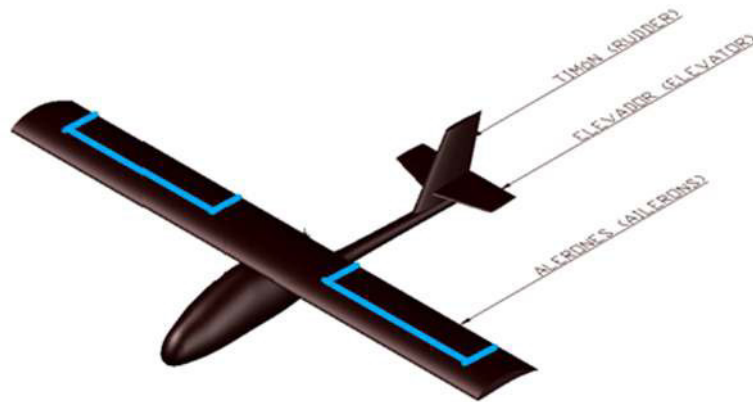


Figura 1.9. Localización de las superficies de control en una aeronave

1.3.1.4.2 Elevador / Control de cabeceo

El elevador se encuentra en la sección horizontal de la cola, como se muestra en la Figura 1.10, y funciona como bisagra junto a su actuador. La fuerza generada por el elevador debe ser lo suficientemente grande para realizar el control de cabeceo (Pitch) y direcciona hacia arriba o abajo la nariz de la aeronave.

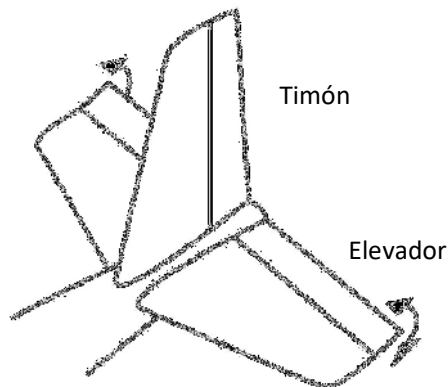


Figura 1.10. Localización del timón y del elevador dentro de la cola del avión.

1.3.1.4.3 Timón / Control de guiñada

El timón se encuentra en la sección vertical de la cola, como se muestra en la Figura 1.10. y funciona como bisagra junto a un actuador [6]. La fuerza que genere el timón debe ser los suficientemente grande para realizar el control de guiñada (Yaw).

1.3.2. SIMULADOR DE VUELO

Los simuladores son softwares que recrean escenarios en los que se analizan: varios tipos de UAV y sus parámetros, bajo condiciones atmosféricas específicas. Son utilizados para mostrar de forma visual cómo funciona el modelo aerodinámico de prueba. En este trabajo,

el simulador debe tener la capacidad de representar un UAV de ala fija, incluidos sus sensores y sistemas de control.

Los simuladores de vuelo considerados se caracterizan por reproducir la estructura física del vehículo aéreo [22]. En su mayoría son utilizados para el entrenamiento de pilotos y cambios en el diseño aerodinámico de la nave. De esta manera, el simulador facilita el diseño y reduce costos mediante el uso de un software computacional que representa un sistema UAV real, evitando costos innecesarios por configuraciones erróneas en la aeronave. [23].

Los simuladores considerados son:

1.3.2.1. Flight Gear

Es un simulador de código abierto y distribución gratuita que está disponible para los sistemas operativo: Windows, Linux y MAC OS. Este simulador realiza un modelado 3D del UAV, con base en archivos XML, los que especifican las características físicas de la aeronave. Los modelos generados en FlightGear se basan en el Modelo Dinámico de Vuelo o FDM (Flight Dynamic Model). FDM muestra el comportamiento del UAV, usando funciones, fórmulas y cálculos matemáticos para simular, por ejemplo, la fuerza de gravedad, la aerodinámica, la presión de la atmósfera y la temperatura. [22]

Flight Gear cuenta con capacidad de realizar simulaciones Software in the Loop y Hardware in the Loop (SITH y HITL) para el desarrollo de proyectos de investigación y educación. Sin embargo, al ser un software de distribución gratuita, posee limitaciones como la simplicidad de sus gráficos, que no permite recrear un UAV de manera similar al vehículo real o la falta de confiabilidad al recrear condiciones atmosféricas.

1.3.2.2. Gazebo

Es un simulador gratuito desarrollado por la Universidad del Sur de California, el cual se integra con ROS (Robot Operating System) para simular con bastante confianza la aeronave [38]. Tiene la capacidad de simular los entornos internos y externos al vehículo aéreo (en un archivo conocido como Formato de Descripción de Simulador). Este simulador permite desarrollar simulaciones Software in the Loop y Hardware in the Loop [19]. Gazebo permite crear entornos virtuales muy limitados pero útiles para variar la dirección, velocidad del viento y la presión atmosférica. Este software está disponible solo para sistemas operativos basados en Linux [22].

1.3.2.3. X-Plane

Desarrollado por la empresa Laminar Research, es un software disponible para su uso comercial. Puede trabajar en varios sistemas operativos que incluyen Windows, Linux y MAC OS, y está disponible en dispositivos móviles como Android y iOS. X-Plane se desarrolló específicamente para el estudio y análisis de vehículos aéreos. [25]

El prototipo de la aeronave simulada se basa en BET (Blade Element Theory) y usa el modelo geométrico del avión creado en Plane Maker, que es la herramienta de X-Plane para desarrollar el modelo virtual de la aeronave. X-Plane divide toda la superficie de la aeronave en varias partes pequeñas, simula las fuerzas que actúan sobre cada elemento y las convierte en aceleraciones, velocidades y posiciones, por lo que, no se utilizan: ecuaciones de movimiento, matriz de inercia o coeficientes aerodinámicos, solo la geometría y parámetros físicos de la aeronave [31].

En el diseño del modelo del vehículo aéreo, hay que identificar los parámetros que se utilizan para construir el modelo en X-Plane. Este simulador permite a los usuarios visualizar las fuerzas que actúan sobre el UAV, la trayectoria que recorre y las posibles fallas que experimenta durante el vuelo y condiciones atmosféricas como ráfagas de viento y turbulencias [33].

1.3.2.4. Selección del simulador de vuelo

Para seleccionar el simulador adecuado se tiene que considerar el propósito del trabajo de investigación, que es el de simular un UAV de ala fija; y las características de confiabilidad que ofrece el simulador. También se debe tener en cuenta que se van a estudiar los efectos de la altura y la velocidad de viento durante el vuelo del vehículo aéreo. El simulador debe disponer de la capacidad de modelar condiciones atmosféricas a voluntad.

En la Tabla 1.1, se muestran las variables consideradas para escoger el software de simulación.

Tabla 1.1. Comparación de los simuladores de vuelo estudiados.

	FlightGear	Gazebo	X-Plane
Comercial / Gratis	Gratis	Gratis	Comercial
Vehículos aéreos	Aeronaves, UAVs y algunos multirrotores.	Drones multimotor, y algunos robots.	Aviones, UAVs y algunos multirrotores.
Sensores	Varios sensores	Facilidad para modificar sensores.	Facilidad para integrar sensores.
SITL y HITL	Si	Si	Si
Comunicación con la estación de control en tierra.	Si	Si	Si
Escenarios preconfigurados	No	No	Si

Además, X-Plane permite realizar:

- Simulación 3D,
- Variación de parámetros internos y externos de la aeronave,
- Una extensa biblioteca de entornos naturales (aeropuertos, montañas, humedales...),
- Integración de sensores (GPS, sensor de velocidad, acelerómetros, temperatura).
- Permite recrear condiciones atmosféricas.

Todas estas características hacen del X-Plane, el software ideal para modelar el UAV y el análisis a posibles efectos al realizar modificaciones del vehículo y sistemas de control, dentro de un entorno virtual.

1.3.3. ESTACIÓN DE CONTROL EN TIERRA

Mission Planner (MP) es una interfaz gráfica usada como estación de control en tierra para ejecutar el control remoto de vuelo del UAV. La pantalla principal de MP se visualiza en la Figura 1.11, que es parte del proyecto Ardupilot. Este software permite el desarrollo de misiones o rutas de vuelo y controla al vehículo aéreo [32].

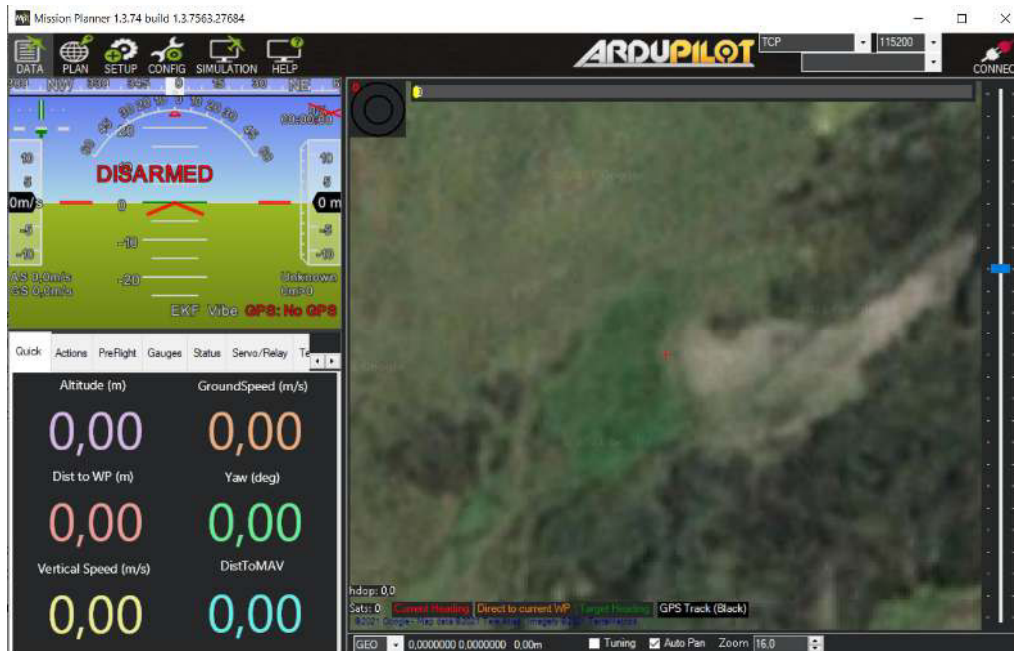


Figura 1.11. Pantalla principal de la estación de control en tierra.

MP facilita la descarga los archivos de telemetría, estos contienen información histórica de las variables de vuelo, y son conocidos como logs de vuelo. La información obtenida de las variables históricas permite el análisis del comportamiento de la aeronave y tomar los correctivos necesarios para próximas misiones.

Las opciones para configurar MP, se describen a continuación.

1.3.3.1. Planificador de Misiones

Permite la creación de rutas mediante puntos ubicados en el mapa (waypoints). El vehículo aéreo seguirá esta trayectoria predefinida. En cada punto de ruta se pueden especificar variables como la altitud, velocidad de vuelo, velocidad de ascenso y descenso [32].

1.3.3.2. Datos de telemetría

Esta opción permite monitorear en tiempo real las variables de vuelo obtenidos por telemetría de la aeronave. En la Figura 1.11 se puede observar: indicadores numéricos (altura, velocidad y posición del UAV), indicador de horizonte artificial (ángulos de alabeo, cabeceo y brújula), y la trayectoria seguida por el UAV en el mapa.

1.3.3.3. Ardupilot

ArduPilot es un software de código abierto usado para controlar varios tipos de vehículos, entre los que están los multirrotores, aeronaves de ala fija, botes y rovers. Ardupilot viene integrado a Mission Planner. El vehículo aéreo de ala fija usa el firmware denominado

ArduPlane [32]. Esta plataforma permite el comando de la aeronave usando diversos modos de vuelo, facilita la adquisición de datos, la creación de misiones y el control autónomo del vehículo. Mission Planner es la interfaz gráfica y Ardupilot es el piloto automático que opera el UAV.

1.3.3.3.1. Arquitectura de Ardupilot

La arquitectura se resume básicamente a un conjunto de funciones y módulos que interactúan dentro del SITL [32]. En la Figura 1.12 se muestra la arquitectura de bloques del SITL del Ardupilot, la estación de control en tierra y el simulador de vuelo. En la parte superior se encuentra el modelo de dinámica de vuelo y la simulación gráfica. El simulador de vuelo recibe la información proveniente del control de piloto automático. Este control recibe la información de los sensores, los procesa y produce el accionamiento de los motores y actuadores de las superficies de control. La estación de control en tierra permite crear las misiones y se configura los controladores para el vehículo aéreo.

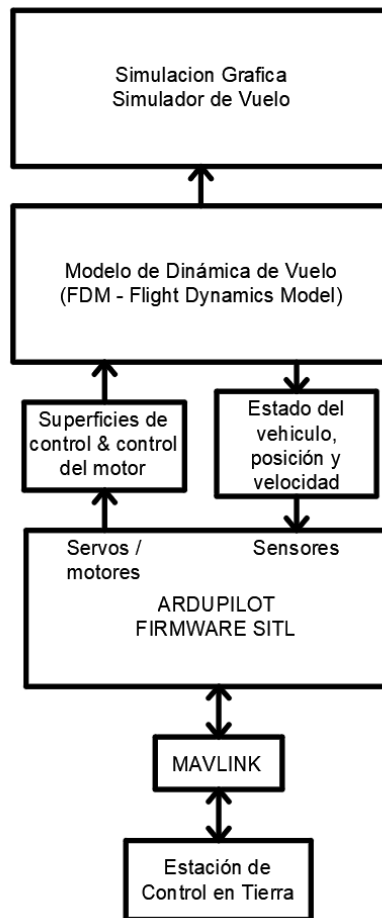


Figura 1.12. Arquitectura del SITL.

1.3.3.3.2. Modelo del UAV de ala fija de Ardupilot

En esta sección se estudia el modelo matemático usado en el piloto automático que representa la dinámica del UAV de ala fija. Ardupilot describe la cinemática y la dinámica del sistema físico, usando ecuaciones matemáticas lineales, lo que permite desarrollar y ajustar diferentes diseños de controladores antes de implementarlos en vehículos reales. Para el estudio de la cinemática se analiza la orientación del UAV en el espacio. Continuando se discuten los sistemas de referencia donde se representan las diferentes variables de vuelo. Luego, se estudia lo que se conoce como el *triángulo del viento* que describe las velocidades involucradas en el vuelo del UAV, y finalmente se discute el modelo matemático del movimiento del UAV [19].

La aeronave puede moverse en el espacio con seis grados de libertad. Cuando se realizan misiones de monitoreo con un UAV de ala fija, la operación estará limitada a un área pequeña. Esta área está formada por las coordenadas que se obtiene del GPS y se usan como una cuadrícula cartesiana.

Los sistemas de referencia ayudan a ubicar y orientar el UAV en el espacio. El primer sistema de referencia es fijo, conocido como NED (Norte, Este, Dirección abajo) y cuyo origen es el punto de lanzamiento, se lo coloca en la tierra (E). El segundo sistema de referencia es móvil (B), con origen en el centro de gravedad del UAV y se conoce como sistema de referencia de cuerpo rígido. Estos sistemas de referencia se muestran en la Figura 1.13.

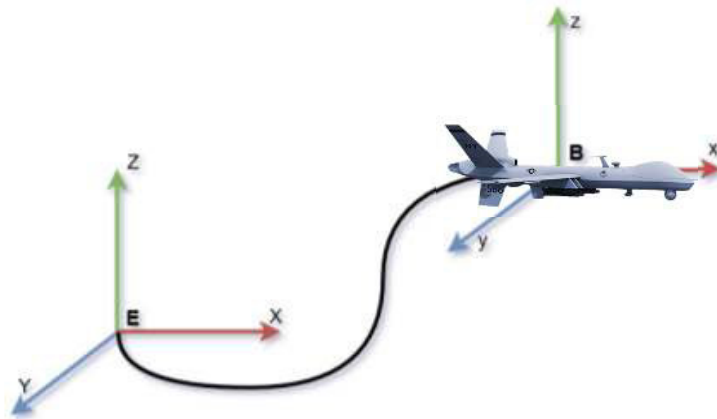


Figura 1.13. Ejes del sistema de referencia fijo (E) y móvil (B) del UAV

El uso de diferentes sistemas de referencia facilita entender como los sensores leen la información del mundo externo. Por ejemplo, el giroscopio toma medidas en el sistema de referencia móvil, o el GPS que toma las medidas en el marco de referencia fijo. El modelo

matemático de las fuerzas y los torques que actúan sobre el UAV usan el marco de referencia móvil. Al analizar la relación entre la velocidad relativa del UAV y el aire circundante se utiliza un sistema de referencia adicional conocido como de estabilidad.

Al relacionar dos sistemas de referencia se necesitan ecuaciones de transformación. Para transformar el sistema de referencia fijo al sistema de referencia móvil se utiliza matrices de rotación específicas del sistema de referencia móvil. Para esto se usan los ángulos de rotación, a saber: ψ (yaw), θ (pitch), ϕ (roll) sobre los ejes z , y , x respectivamente. La matriz de rotación completa R_b del sistema de referencia inercial (fijo) al sistema de cuerpo rígido (móvil), se muestra en la Ecuación 1.1.

$$R_b = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \theta & \cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi \\ \sin \psi \cos \theta & \sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \cos \theta & \sin \psi \sin \theta \cos \phi - \sin \phi \cos \psi \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (1.1)$$

Además, para analizar las fuerzas aerodinámicas que influyen en el sistema del UAV de ala fija, se introduce otro sistema de referencia más: el sistema de referencia de estabilidad, que estudia la velocidad de la aeronave con respecto al aire circundante. El efecto que produce el viento en la dinámica del UAV se calcula utilizando lo que se conoce como el triángulo de viento, y se representa como se muestra en la Figura 1.14.

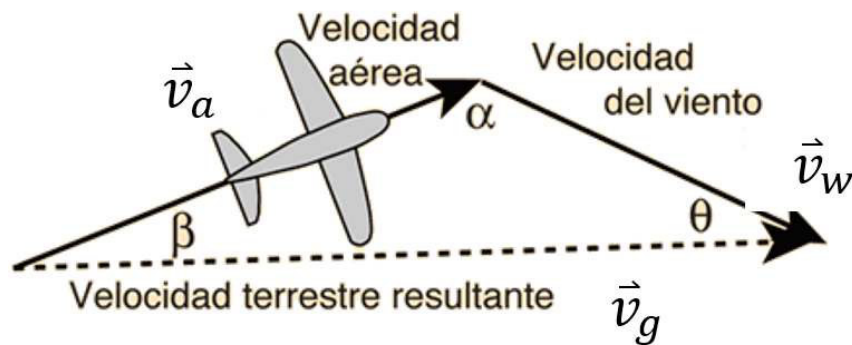


Figura 1.14. Triangulo de viento para un UAV de ala fija.

El triángulo del viento se expresa en la ecuación 1.2.

$$\vec{v}_g = \vec{v}_a + \vec{v}_w \quad (1.2)$$

Donde \vec{v}_a es la velocidad relativa de la aeronave respecto al aire conocida como velocidad aerodinámica, \vec{v}_w es la velocidad del viento y \vec{v}_g es la velocidad de la aeronave respecto al suelo.

Primero se define la ecuación que describe el movimiento del UAV en el sistema de referencia fijo (Tierra) para después pasar a representar dicha dinámica en el sistema de referencia móvil (UAV). Al realizar el análisis del movimiento traslacional se definirá a $[F_x, F_y, F_z]' \in \mathbb{R}^3$ como la suma de las fuerzas que actúan sobre los ejes $[x, y, z]'$ respectivamente. De esta manera, la ecuación de Euler usada para describir el movimiento de traslación del UAV en el sistema de referencia de la tierra se muestra en la ecuación 1.3.

$$m \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix}^E - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix}^E = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}^E \quad (1.3)$$

donde m es la masa del vehículo, g es la aceleración de la gravedad de la tierra, y el superíndice E indica que esta expresado en el sistema de referencia fijo. Por otro lado, la ecuación del movimiento traslacional del UAV en el sistema de referencia móvil se muestra en la Ecuación 1.4.

$$\begin{bmatrix} m & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 \\ 0 & 0 & m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix}^B + \begin{bmatrix} 0 & -mr & mq \\ mr & 0 & -mp \\ -mq & mp & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}^B + \begin{bmatrix} mg \sin \theta \\ -mg \sin \phi \cos \theta \\ -mg \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}^B \quad (1.4)$$

Donde, el superíndice B indica que la ecuación esta expresado en el sistema de referencia móvil. Las variables $[u, v, w]'$ representan la velocidad lineal móvil y las variables $[p, q, r]'$ son las velocidades angulares, ambas en el sistema de referencia móvil [19].

A continuación, se presentan las ecuaciones que describen el movimiento rotacional. Al realizar el análisis del movimiento rotacional se definirá a $[M_x, M_y, M_z]' \in \mathbb{R}^3$ como la suma de los momentos que actúan sobre los ejes $[x, y, z]'$ respectivamente. De esta manera la ecuación de Euler usada para describir el movimiento rotacional del UAV en el sistema de referencia de la tierra se muestra en la Ecuación 1.5.

$$\underbrace{\begin{bmatrix} I_x & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_y & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_z \end{bmatrix}}_I \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix}^E = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix}^E \quad (1.5)$$

Donde I representa la inercia rotacional de un cuerpo rígido, e indica que tan difícil se puede girar, en este caso del UAV de ala fija. El superíndice E indica que se usa el sistema de referencia fijo. La inercia de la aeronave en los planos xz e yz es insignificante, por lo que I toma esa forma. Por otro lado, la dinámica de la velocidad de rotación inercial representada en el sistema de referencia móvil se describe en la Ecuación 1.6.

$$\begin{aligned} & \begin{bmatrix} I_x & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_y & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix}^B + \begin{bmatrix} 0 & I_z r - I_{xz} p & -I_y q \\ -I_z r + I_{xz} p & 0 & I_x p - I_{xz} r \\ I_y q & -I_x p + I_{xz} r & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}^B \\ & = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix}^B \end{aligned} \quad (1.6)$$

Al combinar la ecuación 1.4 con la ecuación 1.6 se obtiene la ecuación 1.7, es la ecuación que describe el movimiento del UAV de ala fija en el espacio.

$$\begin{aligned} & \underbrace{\begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_x & 0 & -I_{xz} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -I_{xz} & 0 & I_z \end{bmatrix}}_{D(q)} \underbrace{\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix}}_{\dot{q}} \\ & + \underbrace{\begin{bmatrix} 0 & -mr & mq & 0 & 0 & 0 \\ mr & 0 & -mp & 0 & 0 & 0 \\ -mq & mp & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_z r - I_{xz} p & -I_y q \\ 0 & 0 & 0 & -I_z r + I_{xz} p & 0 & I_x p - I_{xz} r \\ 0 & 0 & 0 & I_y q & -I_x p + I_{xz} r & 0 \end{bmatrix}}_{C(q,\dot{q})} \underbrace{\begin{bmatrix} u \\ v \\ w \\ p \\ q \\ r \end{bmatrix}}_{q} \\ & + \underbrace{\begin{bmatrix} mg \sin \theta \\ -mg \sin \phi \cos \theta \\ -mg \cos \phi \cos \theta \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}}_{g(q)} = \underbrace{\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \\ M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix}}_{\tau} \end{aligned} \quad (1.7)$$

Donde:

- $D(q)$, es la matriz de inercia del sistema.
- $C(q, \dot{q})$, es la matriz que describe la fuerza centrífuga incluida la masa del vehículo.
- $g(q)$, representa la matriz de las fuerzas y los momentos gravitacionales y de empuje.

- τ , representa el vector de entradas de control.
- \ddot{q} , representa la segunda derivada de las coordenadas.

1.3.4. VALIDACIÓN ESTADÍSTICA DEL MODELO DE SIMULACIÓN.

Los modelos creados en un sistema informático son aproximaciones de los fenómenos reales con la característica de que se basan en varios supuestos. *Validar* y *verificar* requiere el uso de técnicas de evaluación formal de la efectividad del modelo simulado. La validación se la puede realizar de dos maneras, siguiendo un patrón determinista o siguiendo un patrón estadístico [44].

Al validar usando un patrón determinista se usa una métrica que determina la diferencia existente entre el modelo de simulación y el sistema real. Intuitivamente, es posible comparar gráficamente las respuestas del sistema computacional y el sistema real. Esto permite al investigador aceptar o no el modelo desarrollado, pero se lo ejecuta con base en muy poca información. Existen métricas de validación cuantitativas para validar si existe concordancia entre los resultados computacionales y reales. Por ejemplo, se compara la magnitud de diferentes variables utilizando métricas de error como el error cuadrático medio (RMSE). Sin embargo, no es práctico establecer un umbral único porque la validez del modelo depende de varios factores [44].

Validar el modelo siguiendo el patrón estadístico permite cuantificar el sesgo del modelo. El sesgo es la diferencia que existe entre el valor estimado del simulador y el valor real. Uno de los enfoques estadísticos de validación de modelos de simulación es la prueba de hipótesis. Esta prueba permite evaluar la similitud entre las medidas de las variables de simulación y del vuelo real.

La prueba de hipótesis permite respaldar las decisiones comparando estadísticas de diferentes sistemas y concluir las diferencias entre los modelos de simulación y real. La prueba de hipótesis de equivalencia permite mostrar que dos conjuntos de datos son equivalentes. En esta prueba es importante establecer dos afirmaciones, con la característica de que ambas no pueden ser verdaderas. Este estudio basa las afirmaciones en los valores medios de las respuestas, representado por \tilde{x}_{sim} para el sistema simulado y \tilde{x}_{real} para el sistema real. Por lo que:

$H_0: \tilde{x}_{sim} \neq \tilde{x}_{real}$ Afirma que el valor medio de la respuesta de la simulación no coincide con los datos reales. Se le define como hipótesis nula.

$H_1: \tilde{x}_{sim} = \tilde{x}_{real}$ Afirma que el valor medio de las respuestas de la simulación coincide con los datos reales. Se le define como hipótesis alternativa.

Así, es posible no rechazar la hipótesis nula o rechazar la hipótesis nula y aceptar la hipótesis alternativa como verdadera. Esta decisión se basa en los datos recopilados y en el nivel de aceptabilidad de un error de tipo 1. La variable alfa [α], indica la probabilidad de que se cometa un error de tipo 1. El error de tipo 1 hace referencia a rechazar la hipótesis nula cuando esta es verdadera. Alfa también hace referencia a que tanta confianza tiene la prueba. La confianza se puede expresar por:

$$\text{Confianza} = (1 - \alpha) 100\% \quad (1.8)$$

El error tipo 2 se presenta cuando no se rechaza la hipótesis nula, siendo la hipótesis nula falsa. La probabilidad de cometer un error tipo dos se representa con β . Se le conoce como potencia al complemento de β . La Tabla 1.2, se muestra la matriz de decisión de la prueba de hipótesis.

$$\text{Potencia} = (1 - \beta) 100\% \quad (1.9)$$

Tabla 1.2. Matriz de decisión de prueba de hipótesis

		Real	
		Falla al rechazar H_0	Rechazar H_0
Simulación	H_0 : Es verdadero	Confianza ($1 - \alpha$) Decisión correcta	Error tipo 1 (α) Decisión incorrecta
	H_0 : Es falso	Error tipo 2 (β) Decisión incorrecta	Potencia ($1 - \beta$) Decisión correcta

El nivel de confianza es el que indica que tan segura o confiable es la decisión que estamos tomando. Se ha establecido un nivel de confianza del 95% [44], de tal manera que:

$$\alpha = 0.05$$

Al comparar dos conjuntos de datos se requiere establecer un criterio para aceptar la equivalencia denominado delta (Δ). Este criterio de equivalencia puede estar definido bajo cierto regulador o en base a un conceso por las partes interesadas. El criterio utilizado en este trabajo se basa en:

- La reglamentación de la FAA (Federal Aviation Administration) [29], y
- Ahn, Rakha y Hill [44] establecieron en su estudio que una diferencia entre el 10% y el 15% era aceptable.

Un área de la FAA está enfocada para el desarrollo de simuladores donde los pilotos realizan las pruebas de vuelo. Además, varias de estas reglas son usadas como base para el desarrollo, construcción y diseño de las aeronaves y simuladores de vuelo. Las variables como la altitud de vuelo, velocidad del UAV y los ángulos de navegación (roll, pitch) deben cumplir con criterios establecidas por la FAA, donde se establece el grado de calificación [29].

En este estudio, y con base al análisis anterior se ha considerado colocar los criterios de aceptabilidad en el 10% de los datos reales.

$$\Delta = 0.1 \tilde{x}_{real}$$

1.3.4.1 Raíz cuadrada del error cuadrático medio – RMSE

La raíz cuadrada del error cuadrático medio (RMSE - Root Mean Square Error) es usada para analizar que tan bien coinciden los datos al estudiar la diferencia existente entre simulaciones [45]. Una vez desarrollada las misiones del UAV en el simulador de vuelo, se calculará el RMSE, como se muestra en la Ecuación 1.8, de los datos obtenidos de los datos históricos de vuelo y, se lo tomará como base para analizar el desempeño del UAV cuando se varían las condiciones atmosféricas dentro del simulador.

$$RMSE = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (R_i - S_i)^2}{n - 1}} \quad (1.10)$$

Siendo:

R_i : el conjunto de datos de referencia.

S_i : el conjunto de datos de la respuesta del modelo del simulador.

n : el número de datos comparados.

El RMSE es una de las estadísticas más utilizadas cuando se trabajan con datos del sistema de información geográfica [45].

1.3.4.2 Dos pruebas unilaterales (Two One-Sided Test - TOST)

La prueba TOST está compuesta por dos pruebas de equivalencia unilateral. Una prueba unilateral establece que tanto difiere la respuesta simulada, ya sea bajo o sobre la curva, de la respuesta real. TOST está basada en el teorema conocido como *límite central*. Este

límite permite conocer que tan por encima o que tan por abajo se encuentra la media de los valores simulados en comparación con la media de los valores del vuelo real. En TOST se realizan dos pruebas alternativas de ambos lados [46] como se muestra en la ecuación 1.11 y 1.14.

$$H_0: |\tilde{x}_{sim} - \tilde{x}_{real}| > \Delta \quad (1.11)$$

$$H_0: \tilde{x}_{sim} - \tilde{x}_{real} > \Delta, \quad \text{Hipótesis nula del lado superior.} \quad (1.12)$$

$$H_0: \tilde{x}_{sim} - \tilde{x}_{real} < -\Delta, \quad \text{Hipótesis nula del lado inferior.} \quad (1.13)$$

$$H_1: |\tilde{x}_{sim} - \tilde{x}_{real}| \leq \Delta \rightarrow H_1: -\Delta \leq \tilde{x}_{sim} - \tilde{x}_{real} \leq \Delta, \\ \text{Hipótesis alternativa.} \quad (1.14)$$

Para desarrollar la estadística de prueba, se siguen los siguientes criterios:

Se rechaza H_0 si se cumple la ecuación 1.15 y la ecuación 1.16:

$$z_1 = \frac{|\tilde{x}_{sim} - \tilde{x}_{real}| + \Delta}{SE} \quad (1.15)$$

Y

$$z_2 = \frac{|\tilde{x}_{sim} - \tilde{x}_{real}| - \Delta}{SE} \quad (1.16)$$

Donde:

- \tilde{x}_{sim} : es la media de los datos de la simulación.
- \tilde{x}_{real} : es la media de los datos reales.
- Δ : criterio de aceptabilidad de equivalencia.
- SE : es el error estándar de dos medias diferentes y se calcula con la ecuación 1.17.

$$SE = \sqrt{\frac{\sigma_{sim}}{n_{sim}} + \frac{\sigma_{real}}{n_{real}}} \quad (1.17)$$

- σ : es la varianza de la muestra.
- n : es el tamaño de la muestra.
- z_1, z_2 conocidos como valores críticos que apoyan el rechazo de la hipótesis nula.

La primera prueba rechaza una hipótesis nula que afirma que la diferencia de las medias es mayor que el valor Δ , como se muestra en la ecuación 1.12. La segunda prueba rechaza

la hipótesis nula que afirma que la diferencia de las medias es menor que $-\Delta$, como se muestra en la ecuación 1.13. El valor Δ establece las diferencias mínimas tanto positiva como negativa, por lo que el objetivo es demostrar estadísticamente que la diferencia de los valores medios es demasiado grande como para ser obtenido por un conjunto de datos con una distribución con media de Δ , o demasiado pequeña para ser obtenida de una distribución con media de $-\Delta$.

Al establecer si el resultado es estadísticamente significativo se examina el valor de probabilidad, relacionado directamente con los valores críticos que rechazan la hipótesis nula. En la prueba TOST existen dos valores de probabilidad, tal que:

- p_1 : este asociado con la probabilidad de que $\tilde{x}_{sim} - \tilde{x}_{real}$ caiga a la izquierda de $-\Delta$.
- p_2 : este asociado con la probabilidad de que $\tilde{x}_{sim} - \tilde{x}_{real}$ caiga a la derecha de Δ .
- CI: es el intervalo de confianza, representado por el límite de confianza inferior (LCI) y el límite de confianza superior (LCS).

Si el intervalo de confianza contiene todos los valores negativos, significa que la media del primer grupo, del sistema simulado es significativamente menor que la media del segundo grupo. Caso contrario, si contiene todos los valores positivos, la media del primer grupo, es significativamente mayor que la media del segundo grupo. La hipótesis nula es rechazada cuando $\max([p_1, p_2]) > \alpha$, o si el intervalo de confianza cae fuera del intervalo de equivalencia [46].

2. METODOLOGÍA

El presente capítulo detalla la metodología de simulación desarrollada en este trabajo. El esquema que sigue la metodología, esta basado en lo propuesto en [1], tiene el propósito de desarrollar un modelo de simulación tal, que el investigador reciba la suficiente información del comportamiento del sistema simulado y esta información sea lo más similar a la del sistema real. El esquema sigue:

- 1) Conceptualización del modelo.
- 2) Recopilación de la información del sistema
- 3) Interpretación de datos.
- 4) Desarrollo del modelo de simulación.
- 5) Estudio del piloto automático.
- 6) Verificación y Validación.

El objetivo final de la simulación es validar el modelo desarrollado que representa al sistema UAV real, y realizar una prueba de comparación entre los datos de vuelo reales y simulados, de tal manera que se pueda cuantificar la diferencia existente al comparar la información.

Entre las consideraciones, se detalla los más relevantes para este trabajo:

- El proceso de simulación permite reproducir las condiciones de operaciones del sistema UAV, representando características reales del sistema, en un software a lo largo del tiempo,
- La metodología de simulación requiere un correcto: desarrollo del modelo y recolección de datos del sistema,
- Ventajas de la metodología de simulación: 1) comparar los resultados de simulaciones computacionales con vuelos reales, 2) disponer de valores de confianza que permitan validar el vuelo de vehículos aéreos, 3) considerar condiciones del vuelo real.

El resultado final del proyecto abarca: la simulación del UVA de ala fija, Event386 bajo condiciones atmosféricas de la alta montaña, tales como: velocidad y dirección del viento, presión de aire y temperatura.

2.1 CONCEPTUALIZACIÓN DEL MODELO

Para conceptualizar el modelo es importante conocer el sistema real, las variables y la estructura física a detalle. La conceptualización del modelo del vehículo aéreo de ala fija se estudió en la Sección 1.3.

2.2 RECOPIACIÓN E INTERPRETACIÓN DE DATOS

2.2.1 EL UAV DE ALA FIJA: EVENT386



Figura 2.1. UAV de ala fija Event386

El Event386 es un UAV de ala fija (Figura 2.1), usado en misiones para el monitoreo de zonas montañosas como en el volcán Antisana. Dispone de cámaras y sensores para obtener fotos y realizar el monitoreo de la actividad volcánica.

Juntamente con el grupo de investigación en Aeronáutica y Termo Fluidos Aplicados (ATA) se uniformizó la obtención de la información del UAV requerida para el modelo. La información se documentó a manera de reporte técnico que se presenta en el ANEXO A. La Tabla 2.1 muestra un resumen de las variables físicas de interés en este estudio.

Tabla 2.1. Características físicas del Event386

Peso de la aeronave	
Peso en vacío [kg]	2.5
Peso máximo [kg]	3.5
Dimensiones del UAV	
Envergadura Total [m]	2
Longitud Total [m]	1.3
Altura total [m]	0.30532
Ancho estabilizador horizontal [m]	0.4
Sistema de Propulsión – Motor	
Tipo	Eléctrico
Potencia [W]	300
Potencia máx. [W]	500
Potencia en vacío [W]	150
Sistema de Propulsión – Hélice	
Radio [ft]	0.09
Ancho “cuerda de raíz” [m]	0.02
Ancho “cuerda de la punta” [m]	0.02
Paso de la hélice (AoA) [deg]	0.0
RPM [giro por minuto]	7000
Ala principal	
Semi-longitud [m]	1.00
Cuerda raíz [m]	0.26
Cuerda de la punta [m]	0.26
Ángulo de barrido [deg]	0.00
Diedro [deg]	0.00
Cola del UAV (Horizontal)	
Semi-longitud [m]	0.21
Cuerda raíz [m]	0.16
Cuerda de la punta [m]	0.12
Ángulo de barrido [deg]	8.00
Diedro [deg]	0.00
Cola del UAV (Vertical)	
Semi-longitud [m]	0.30

Cuerda raíz [m]	0.25
Cuerda de la punta [m]	0.15
Ángulo de barrido [deg]	29.4
Diedro [deg]	90.0

2.3 DESARROLLO DEL MODELO DE SIMULACION

El simulador de vuelo X-Plane dispone de: la herramienta Plane Maker que permite leer un archivo de texto, con las coordenadas geométricas (extensión .acf) de todos los puntos del vehículo y obtener el modelo tridimensional del UAV.

Plane Maker requiere las siguientes entradas: peso, centro de gravedad, superficies de control, especificaciones técnicas del motor. En el ANEXO B, se observan los pasos necesarios para trabajar en Plane Maker.

Creado el modelo del UAV, este es agregado en la biblioteca que contiene los modelos de aviones. Así, el modelo creado en Plane Maker está disponible para realizar las pruebas de vuelo, dentro del simulador X-Plane.

2.3.1 CONFIGURACIÓN DEL SIMULADOR X-PLANE

A continuación, se mencionan los principales pasos de la simulación. En el ANEXO C se describe de manera más detallada cada uno de los pasos.

- Selección de la aeronave: Se selecciona la aeronave desarrollada en Plane Maker, al Event386.
- Configuración de la localización en el simulador X-Plane: Aeropuerto virtual. En el ANEXO D se describe al proceso seguido para construir un aeropuerto en una ubicación específica.
- Ubicación geográfica del Antisana (Latitud, Longitud).

2.3.1.1 Configuración de las condiciones atmosféricas en el simulador X-Plane

El simulador de vuelo X-Plane permite configurar el clima. En este proyecto, se trabaja con la velocidad y dirección del viento, la presión de aire, y la temperatura. En el ANEXO C se describe los pasos a seguir para realizar la configuración de las condiciones atmosféricas.

Existen tres métodos para modificar el clima en X-Plane los que son: 1) Configuración manual, 2) Coincidir con las condiciones del mundo real, y 3) Usar un archivo METAR

personalizado (.rwx). En este estudio se utiliza la configuración manual, que permite al usuario ingresar la velocidad y dirección del viento, presión de aire y temperatura de acuerdo con las necesidades. Al finalizar la configuración, el simulador espera conectarse a la estación de control en tierra e iniciar la misión, como se muestra en la Figura 2.2.



Figura 2.2. Pantalla donde el UAV espera iniciar la misión.

2.4 INTEGRACION DE X-PLANE Y MISSION PLANNER

Mission Planner y X-Plane se comunican a través del protocolo UDP. El proceso de configuración de la comunicación se encuentra en el ANEXO E. En esta sección se resume el proceso de transferencia de la información entre el simulador de vuelo y la estación de control en tierra Mission Planner.

X-Plane envía la información en forma de paquetes de datos. El paquete de datos tiene un formato estándar característico por poseer un encabezado y una secuencia de datos [21], como se muestra en la Figura 2.3.

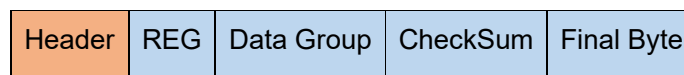


Figura 2.3. Formato del paquete de datos enviado por X-Plane.

X-Plane permite al usuario escoger los datos que se desean transmitir dentro del paquete. En la Tabla 2.2 se muestra los nombres de las variables que son enviadas en el paquete de datos.

Tabla 2.2. Salida y entrada de datos en X-Plane.

Datos de salida de X-Plane
Times
Speeds
Mach, VVI, g-load
Joystick aileron/elevator/rudder
Servo aileron/elevator/rudder
Trim, flap, stats & speedbrakers
Angular velocities
Pitch, roll & Headings
Latitude, Longitude & altitude
Throttle (commanded)
Throttle (actual)

Para realizar la comunicación con Mission Planner se selecciona la pestaña “SIMULATION” y luego el firmware del vehículo que se desea controlar, en este caso: Plane, como se muestra en la Figura 2.4, dentro del cuadro en amarillo. Mission Planner realiza la búsqueda de equipos que se encuentran configurados dentro de la red y se conectara automáticamente.

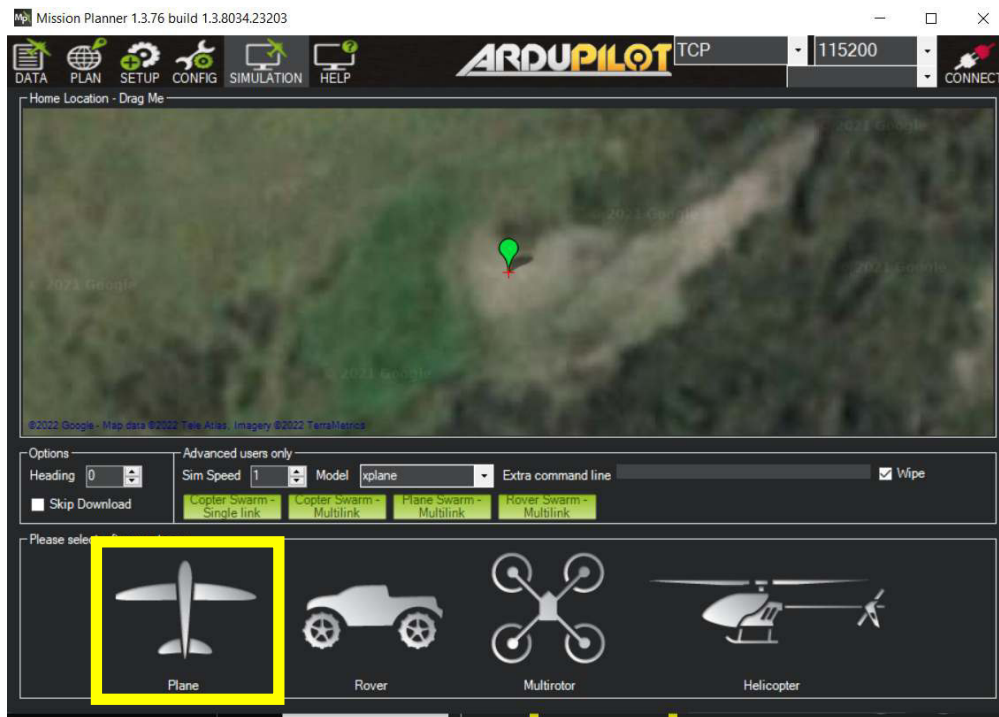


Figura 2.4. Configuración del SITL en Mission Planner.

2.5 PILOTO AUTOMATICO ARDUPLANE

El control y operación de una aeronave de ala fija requiere dos tipos diferentes de software. Primero está la estación de control en tierra que es el responsable de realizar la telemetría y comunicar las diferentes variables y comandos de control desde y hacia la aeronave. Segundo, el controlador de vuelo o piloto automático que es el responsable del control de vuelo en sí. La estación de control en tierra Mission Planner tiene integrada Ardupilot que es un software de control de vuelo, cuenta con la posibilidad de generar Software in the Loop (SITL). Permitiendo realizar pruebas seguras en conjunto con el simulador de vuelo y verificar diferentes diseños experimentales. Al usar SITL es posible simular el modelo de la aeronave, el sistema de control con base en varias librerías y las señales de sensores enviadas desde el simulador de vuelo.

Ardupilot dispone de una subárea conocida como ArduPlane diseñado específicamente para operar vehículos aéreos de ala fija. ArduPlane es el responsable de controlar la actitud (Roll, Pitch, Yaw), la altitud, la posición y la velocidad de la aeronave, Usando los datos de los diferentes sensores para realizar las correcciones y estimar la posición, orientación y velocidad de la aeronave.

2.5.1 BIBLIOTECAS DEL FIRMWARE DE ARDUPLANE

El firmware de ArduPlane está compuesto por librerías con las funciones necesarias para que funcione correctamente el vehículo, los sensores y los controladores implementados. Algunas de las librerías más utilizadas por el SITL de ArduPlane se muestran en la Tabla 2.3.

Tabla 2.3. Librerías de ArduPlane

Librería	Descripción
AC_ATTITUDECONTROL	Define las variables y las funciones usadas para realizar el control de la posición y orientación del vehículo aéreo.
AC_FENCE	Define los límites geométricos cuando se realiza una misión. Los límites se especifican para la posición y la altura donde trabajará el vehículo.
AC_PID	Define los algoritmos de control. Se incluyen a los controladores: proporcional, integral y derivado (PID).
AC_WPNAV	Define funciones y variables cuando el vehículo está realizando una misión en modo automático. Toma la información de los puntos de ruta y actualiza la posición objetivo para la aeronave.
AP_AHRS.	Define los algoritmos usados por el sistema de referencia para establecer la actitud y el rumbo. Toma los datos del acelerómetro, giroscopio para estimar la posición y dirección de la aeronave.
AP_AIRSPEED	Define las funciones para realizar la calibración y el uso de los sensores de velocidad.
AP_ARMING	Define las funciones para verificar la aeronave antes de despegar.
AP_BARO	Define las funciones necesarias para inicializar y usar el barómetro.

2.5.2 ESTRUCTURA DEL CÓDIGO FUENTE DE ARDUPLANE

Para cumplir con el objetivo de este proyecto se analiza únicamente la secuencia que siguen los modos de vuelo relacionados con el piloto automático. En la Figura 2.5. se muestra la secuencia del funcionamiento del sistema de control de vuelo de la aeronave.



Figura 2.5. Funcionamiento del SITL de ArduPlane.

En cada ciclo, primero se verifica el modo de vuelo del vehículo, actualizándolo de ser necesario. Después, se ejecuta la función “mode”, esta función interpreta las entradas del usuario, que en este caso se reciben a través de comunicación de la estación de control en tierra. Las entradas se convierten en los ángulos de inclinación, velocidad de rotación y velocidad de ascenso deseados. Esos ángulos y velocidades apuntados se envían luego a las diferentes bibliotecas para realizar modificaciones según como se haya estructurado al piloto automático.

2.5.3 CONTROLADORES DE ARDUPLANE

ArduPlane dispone de dos controladores de alto nivel y tres controladores de nivel inferior como se muestra en la Figura 2.6. El controlador L1 toma la información de la posición, el GPS, los waypoints, establece un origen y un destino (latitud, longitud) para convertirlo en aceleración que permita que el UAV viaje horizontalmente a lo largo de la ruta desde el origen hasta el destino. El controlador del sistema de conservación de energía total (TECS – Total Energy Control System), gestiona el intercambio de energía cinética del vehículo con la energía potencial, aquí se establece la velocidad y la altura de referencia para calcular los valores de que permitan alcanzar mencionadas referencias. Los controladores de los ángulos de navegación Roll, Pitch, Yaw y el control del acelerador funcionan bajo una arquitectura PID.

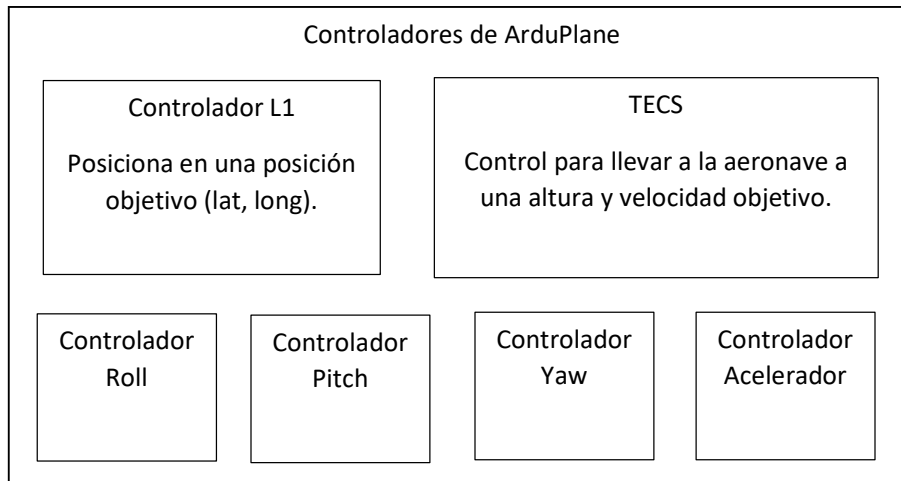


Figura 2.6. Esquemas de control de ArduPlane.

Dentro de Mission Planner, en la pestaña CONFIG/TUNNING se encuentran los parámetros de los controladores que comandan al UAV como se muestra en la Figura 2.7.

Enmarcado en rojo se encuentran las variables relacionadas con los controladores de los ángulos de navegación Roll, Pitch, Yaw. Para ajustar las ganancias del controlador PID. SERVO ROLL PID para el control del ángulo de alabeo, SERVO PITCH PID, para el control del ángulo de cabeceo y SERVO YAW, para el control del ángulo de guiñada. Enmarcado en blanco se encuentran los parámetros de configuración del controlador L1. Enmarcado en azul están los parámetros para configurar el controlador TECS. En amarillo están enmarcados las variables que controla la aceleración del vehículo. Los parámetros que están establecido en la imagen, para el simulador de vuelo, son los mismos parámetros que se usaron para controlar el UAV real.



Figura 2.7. Mission Planner, pantalla de CONF/TUNNING

Los controladores de ArduPlane están directamente relacionados con los modos de vuelo. Entre los modos de vuelo disponibles en la plataforma están los que se listan a continuación:

- Vuelo estable (Stabilize): también conocido como modo de vuelo estable, el usuario comanda al vehículo aéreo. La experiencia del usuario al volar es la que define la calidad de vuelo del UAV.
- Retención de altitud (Altitude Hold): este modo de vuelo se caracteriza por ser un modo de vuelo híbrido. El piloto automático mantiene constante la altitud. El usuario comanda el UAV por medio de los ángulos “pitch”, “roll”, y “yaw”.
- Merodear (Loiter): en este modo de vuelo el vehículo aéreo vuela en círculos en torno a una posición específica, tomando la información de la ubicación del GPS.
- Regreso a casa (Return To Launch – RTL): este modo de vuelo provoca que el vehículo aéreo se traslade desde su posición actual hasta el lugar de lanzamiento.

- Aterrizar (Land): en este modo de vuelo el vehículo aéreo aterriza en el lugar donde se haya especificado dicho comando.
- Piloto automático (Auto): es el modo de vuelo donde el piloto automático comanda al UAV durante el vuelo. El vehículo seguirá una misión de vuelo ya definida y almacenada en el piloto automático. Este modo de vuelo se caracteriza por ser una combinación de varios modos de vuelo anteriores.

El controlador PID

El controlador PID (Proporcional, Integral, Derivativo) es usado por ArduPilot para el control del ángulo de alabeo (roll) y cabeceo (pitch) y guiñada (yaw) [26] y se muestran en la Figura 2.8.

- Ganancia Proporcional – P: proporcional al error actual. Mediante un factor de ganancia se aplica una acción de control directa como salida de control.
- Ganancia Integral – I: relacionada con el error previo, por esta razón reduce la amortiguación del sistema de control.
- Ganancia derivativa – D: esta acción trata de anticipar cambios en el futuro. Agrega amortiguación al sistema. Por otro lado, aumenta el error del sistema lo que produce una falsa lectura provocando oscilaciones en el movimiento del UAV.

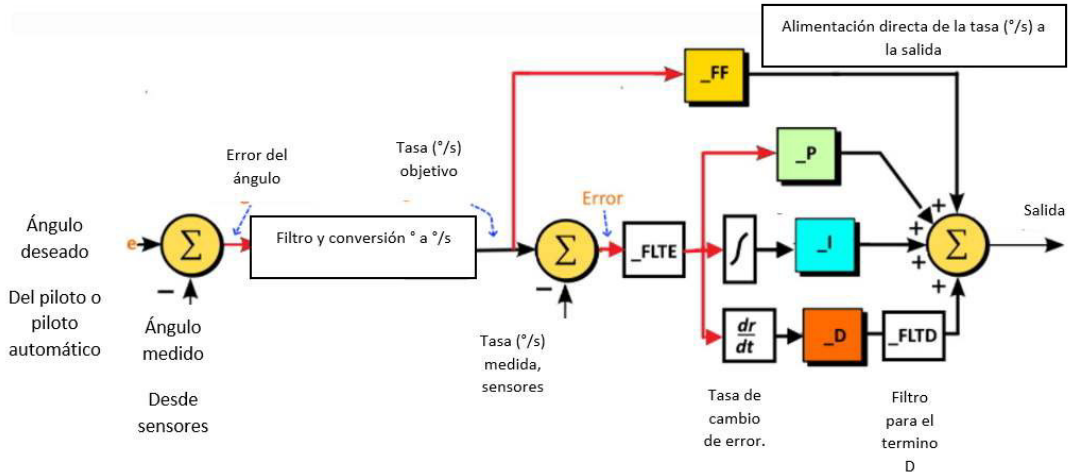


Figura 2.8. Control PID usado para el control de navegación [47].

3. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

En el presente capítulo se analizan los datos obtenidos de las pruebas de vuelo realizadas en el simulador, el cual se compone de tres secciones:

- Sección 3.1 se analiza la funcionalidad del simulador, a través de la respuesta del modelo de simulación y del controlador de vuelo frente a la variación de las condiciones atmosféricas.
- Sección 3.2 se valida y verifica la respuesta de la simulación a través de una prueba de equivalencia entre los datos obtenidos de los vuelos simulados con los obtenidos de vuelos reales.
- Sección 3.3 se presentan los resultados de un conjunto de misiones para demostrar la viabilidad del simulador.

3.1 MISIÓN INFINITO

En esta misión, la trayectoria describe la forma del símbolo infinito, como se muestra en la Figura 3.1. El objetivo de la misión infinito es mostrar como el UAV realiza un vuelo describiendo una trayectoria específica, y entender cómo se ven afectados los parámetros del UAV para generar la respuesta a estas condiciones.

Las variables analizadas fueron: la trayectoria, la altitud de vuelo, la velocidad del UAV y los ángulos de alabeo (roll) y cabeceo (pitch). Estas variables se escogieron porque están relacionadas directamente con los controles del piloto automático, como son: el control de posición (PosHold), el control de altitud (AltHold), el control de velocidad (TECS) y el control de orientación (ángulos de roll y pitch). De esta manera se pretende demostrar que el piloto automático usado en las misiones reales funciona correctamente con el modelo de simulación desarrollado.



Figura 3.1. Misión Infinito en Mission Planner.

Un conjunto de simulaciones fue realizado en base a esta misión para analizar el desempeño del vehículo aéreo simulado frente a diferentes condiciones atmosféricas. En la Tabla 3.1 se muestran los valores establecidos para las condiciones atmosféricas en cada una de las simulaciones

Tabla 3.1. Valores de las variables atmosféricas para Sim_1.

Variable	Sim_1	Sim_2	Sim_3	Sim_4	Sim_5
Velocidad de viento [m/s]	-	-	7.2	7.2	7.2
Dirección de viento [°]	-	-	0	180	270
Presión de aire medida sobre el nivel del mar [inHg]	29.92	18.33	18.33	18.33	18.33
Temperatura [°C]	15	10.9	10.9	10.9	10.9

Las simulaciones son:

- **Sim_1** (Simulación sin modificar condiciones atmosféricas): Se establece condiciones referentes a una atmosfera estándar a nivel del mar (1 [atm] = 29.92 [inHg] y 15°C). Esta misión se realizó con el objeto de obtener información de referencia antes de variar las condiciones atmosféricas.
- **Sim_2** (Simulación con presión de aire y temperatura modificados): Se configuró la presión de aire con un valor de 18.33 [inHg], equivalente a 0.6126 [atm], la cual es

la presión de aire a 4100 [msnm] y una temperatura de 10.9 °C. Esta información ha sido validada con datos meteorológicos obtenidos del Instituto Nacional de Meteorología e Hidrología [47].

- **Sim_3** (Simulación con viento a 7.2 [m/s], dirección Norte-Sur, presión de aire y temperatura en alta montaña): La dirección del viento que se establece en el simulador es de 0°, es decir tiene una dirección Norte-Sur.
- **Sim_4** (Simulación con viento a 7.2 [m/s], dirección Sur-Norte, presión de aire y temperatura en alta montaña): La dirección del viento que se establece en el simulador es de 180°.
- **Sim_5** (Simulación con viento a 7.2 [m/s], dirección Oeste-Este, presión de aire y temperatura en alta montaña): La dirección del viento que se fija en el simulador es de 270°. La aeronave despegue en dirección Sur-Norte.

En este estudio, el análisis del modelo dinámico del simulador de vuelo se realizó cuando el UAV realiza el vuelo a una altitud fija, nivelado, siguiendo la trayectoria establecida por los waypoints. Este tipo de vuelo se le conoce como *modo crucero*. Por tal motivo, el análisis empieza cuando el UAV pasa por el primer waypoint y termina cuando llega al último waypoint.

3.1.1. ANÁLISIS DE LA TRAYECTORIA

Los datos almacenados de la trayectoria (Figura 3.2, Figura 3.3 y Figura 3.4) muestran las distintas respuestas para las cinco simulaciones realizadas con sus respectivas variaciones en las condiciones atmosféricas. Los waypoints o puntos de ruta están representados por puntos de color naranja y la trayectoria del UAV en línea azul. Al realizar un análisis de las gráficas, estas muestran como el piloto automático mantiene el patrón de la misión, aunque existan variaciones en las condiciones atmosféricas.

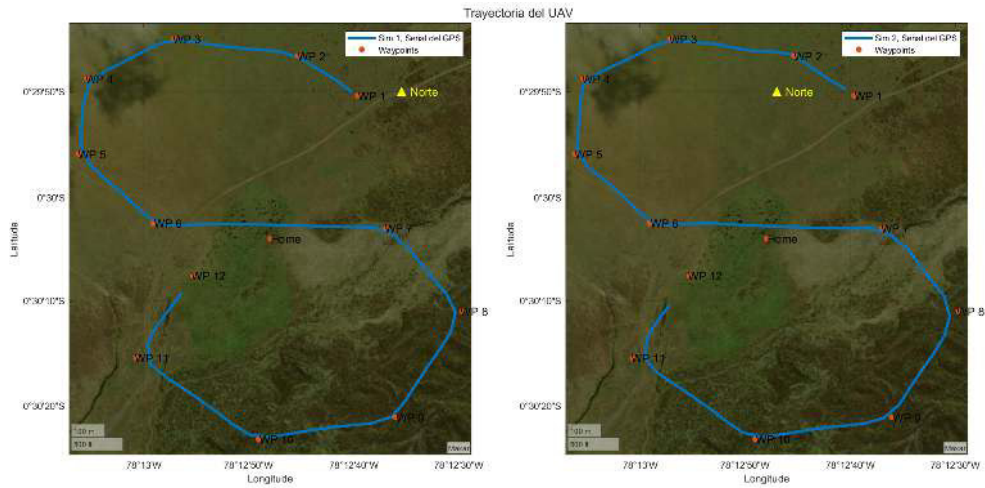


Figura 3.2. Trayectoria efectuada por el UAV en el simulador.

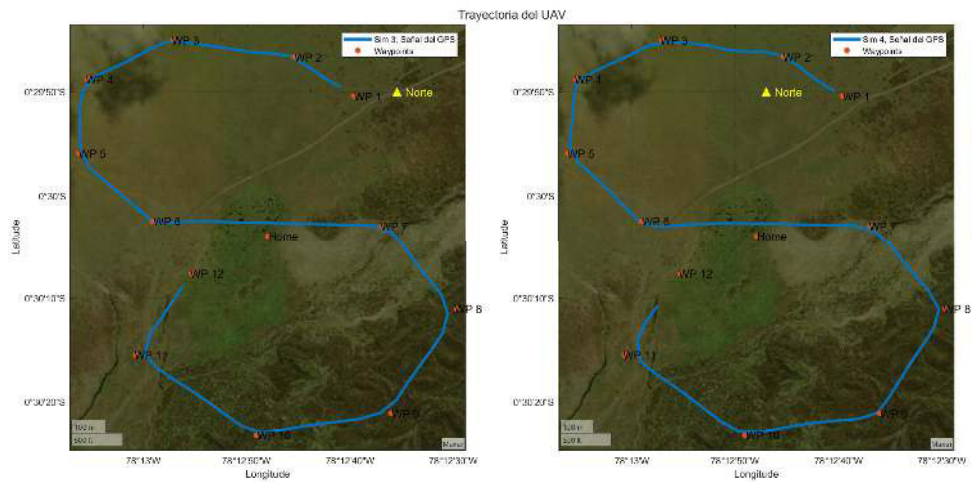


Figura 3.3. Trayectoria efectuada por el UAV en el simulador.

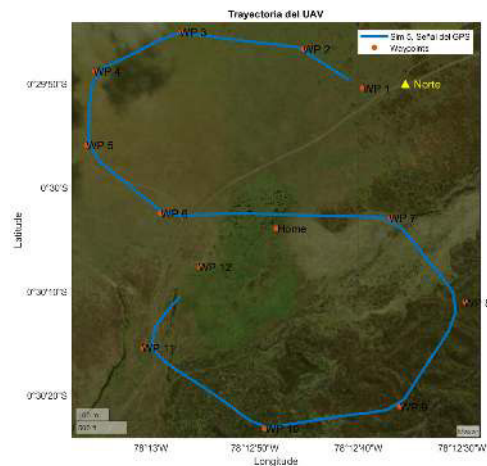


Figura 3.4. Trayectoria efectuada por el UAV en el simulador.

La trayectoria está definida por 12 waypoints, con su respectivo valor de longitud y de latitud. El UAV, considerando un vuelo ideal, deberá pasar por cada uno de estos puntos. En cada una de las simulaciones existe una pequeña variación entre la longitud y latitud de referencia y la descrita por el UAV por lo que se procedió a calcular la raíz del error cuadrático medio. La Tabla 3.2 contiene el RMSE de la longitud y la latitud de cada simulación. Se observa que el RMSE de la SIM_1 como referencia, los valores de RMSE de las siguientes simulaciones son aceptables [45]. Como se puede observar en la Figura 3.5.

Tabla 3.2. Error en las mediciones de latitud y longitud para las diferentes simulaciones.

RMSE					
	Sim_1	Sim_2	Sim_3	Sim_4	Sim_5
Latitud [°]	0.01223	0.01359	0.01317	0.01599	0.02108
Longitud [°]	0.01612	0.01612	0.01923	0.02288	0.02024

En este estudio, el RMSE fue empleado para determinar la diferencia existente entre el waypoint establecido en la misión y la posición por la que pasó el UAV. Obteniendo las siguientes conclusiones:

- En Sim_1 no existe variación de las condiciones atmosféricas por lo que se considera como base para el estudio y se toma como referencia de comparación, el RMSE de referencia para la latitud y longitud se muestran en la Tabla 3.2, en la columna Sim_1.
- En Sim_2 solo se considera presión de aire y temperatura, variables que describen la altitud, el RMSE no se ve afectado de manera considerable debido a que su error es similar al de Sim_1.
- Con efecto de las variaciones de las condiciones atmosféricas genera un error mayor, pero que todavía son muy pequeños y aceptables. Estos valores y su variación en las diferentes simulaciones se muestran en la Figura 3.5.

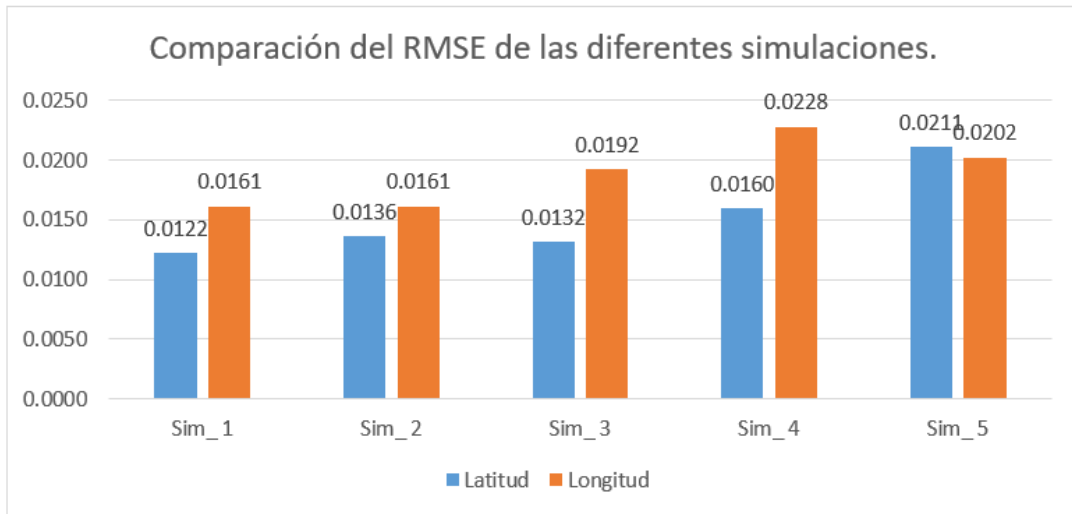


Figura 3.5. Comparación del RMSE de la longitud y latitud para cada simulación.

3.1.2. ANÁLISIS DE LA ALTITUD

La trayectoria que describe el UAV en la misión infinito permite analizar de qué manera mantiene la altitud cuando se producen los virajes. En la Figura 3.6 se presenta la respuesta de la misión Sim_3 para la variable altitud vs tiempo. El objetivo del control de altitud es mantener la altura de vuelo cercano al valor de referencia, 120 [m]. Del gráfico se puede concluir:

- Aproximadamente en el rango de 20 a 50 segundos se tiene una mayor variación en la altitud del vuelo de la aeronave, debido a que debe mantener constante el radio de giro durante el viraje, lo mismo se puede observar en el rango de 100 a 130 segundos.
- En los rangos de tiempo donde las oscilaciones de altitud no son muy pronunciadas se debe a que el UAV se encuentra en las transiciones lineales entre los giros, aquí la aeronave debe mantener estable la altitud.

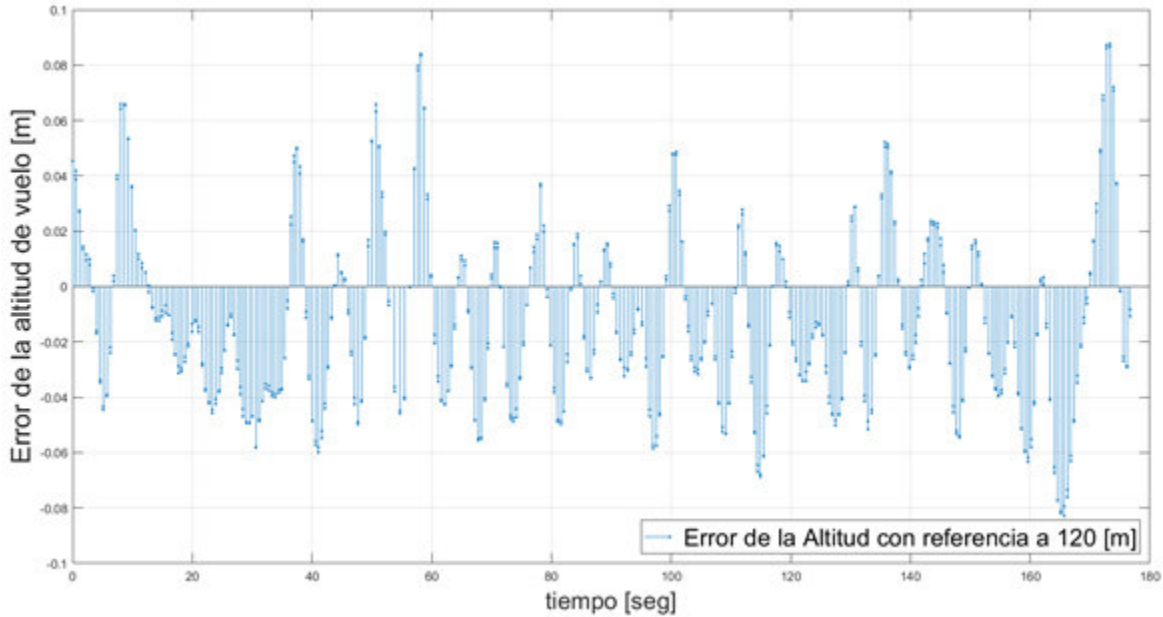


Figura 3.6. Error en la Altitud de vuelo con referencia de 120 [m] para Sim_3.

Tomando como referencia que la altura de trabajo es de 120 [m], se calculó el RMSE con respecto a dicha referencia. Se puede observar en la Tabla 3.3 el incremento del valor RMSE al realizar cambios en las condiciones atmosféricas, esto es un indicador de que el controlador trata de recuperarse frente a estas perturbaciones.

Tabla 3.3. Error de la variable altitud para las diferentes simulaciones.

RMSE					
	Sim_1	Sim_2	Sim_3	Sim_4	Sim_5
Altitud [m]	2.8230	3.0996	3.7384	3.8622	3.9036

En la Figura 3.7 se observa la variación del RMSE. Cuando no se consideran condiciones atmosféricas de alta montaña (Sim_1) se asigna como base para el análisis. Al modificar las variables como presión de aire y temperatura sin modificar viento (Sim_2) el aumento del error no es considerable. Por otro lado, al modificar la velocidad del viento al sistema de control le costó en cierto grado mantener el valor de referencia de 120 [m] por lo que el RMSE aumentó de manera que se puede considerar significativa [44]. La Figura 3.7 muestra los valores del RMSE para las diferentes simulaciones.

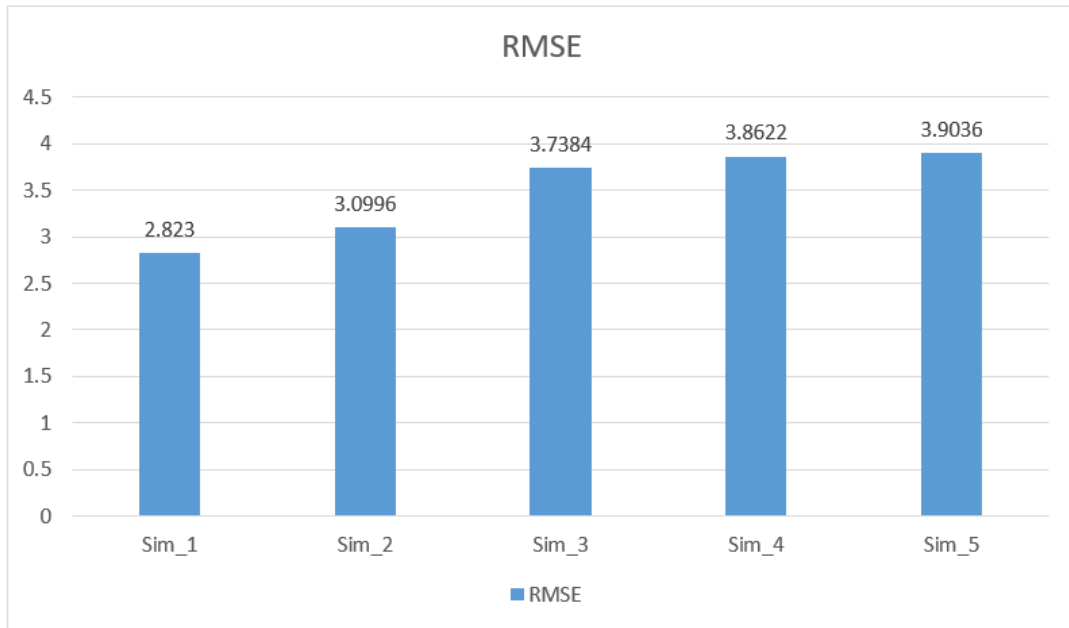


Figura 3.7. Valor del RMSE de la variable altitud para las diferentes simulaciones.

3.1.3. ANÁLISIS DE LA VELOCIDAD INDICADA DEL UAV

La *velocidad indicada* es la velocidad que tiene la aeronave en el sistema de referencia móvil. Esta velocidad en el sistema real viene a ser la velocidad leída por el sensor instalado dentro de la aeronave. En la Figura 3.8 se muestra la variable de salida de la velocidad a la que vuela el UAV para la misión Sim_3.

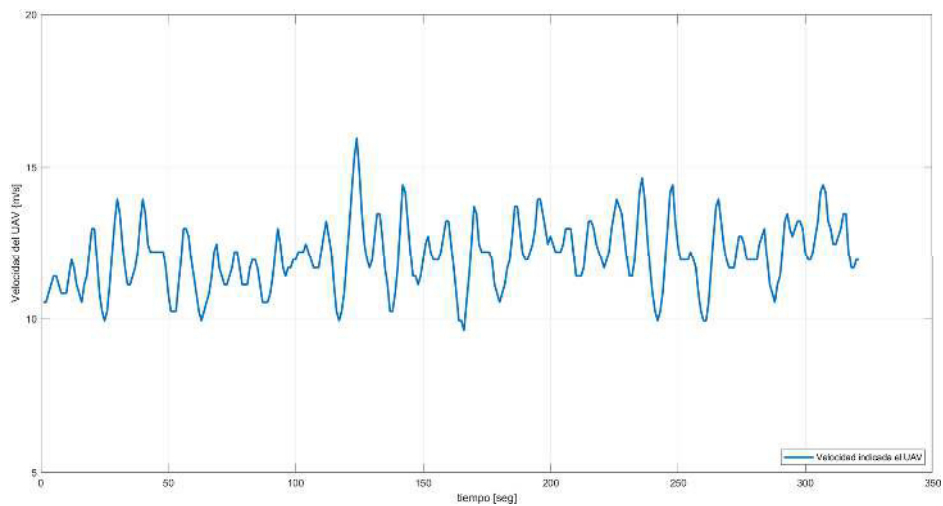


Figura 3.8. Velocidad indicada del UAV de Sim_3.

Para las 5 misiones el objetivo del controlador de velocidad fue mantener un valor constante de 12 [m/s]. Esta es la velocidad que debe mantener el control del piloto automático en los

vuelos reales. Se calculó la raíz del error cuadrático medio para las 5 misiones y los valores resultantes se los presenta en la Tabla 3.4.

Tabla 3.4. Error de velocidad del UAV.

RMSE					
	Sim_1	Sim_2	Sim_3	Sim_4	Sim_5
Velocidad [m/s]	0.61420	4.90457	5.89245	5.89245	5.63678

- El valor RMSE de Sim_1 se toma como referencia, el valor es de 0.614.
- En Sim_2 el valor aumenta significativamente, esto indica que al modificar presión de aire la velocidad del UAV se ve afectada.
- En Sim_3, Sim_4 y Sim_5 las ráfagas de viento afectan la respuesta de la velocidad. Sim_4 tiene mayor RMSE, esto se debe que en gran parte de esta misión la ráfaga de viento está en dirección contraria al movimiento del UAV. En la Figura 3.9 se observa como varía el RMSE en las simulaciones.

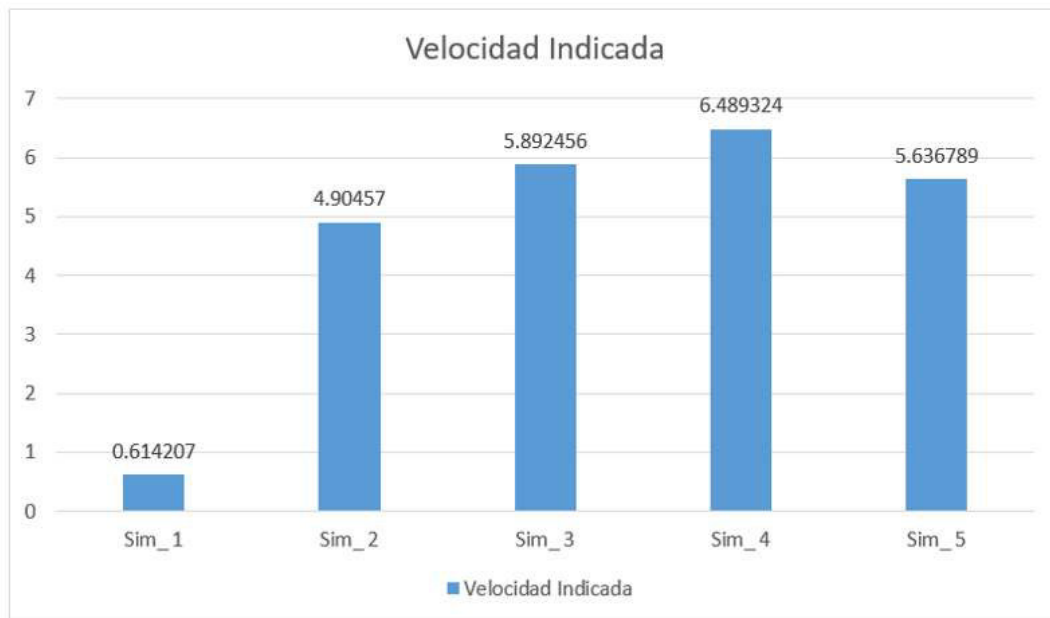


Figura 3.9 Variación del RMSE de la velocidad indicada del UAV.

3.1.4. ANÁLISIS DEL ÁNGULO DE ALABEO (ROLL)

Para el análisis de esta variable se considera como referencia el valor deseado, es decir, la señal de control enviada desde el piloto automático y se la compara con la señal de salida del ángulo de alabeo de la aeronave. Figura 3.10. muestra la respuesta del valor deseado y la respuesta de salida para el ángulo de alabeo (roll) de la Sim_3.

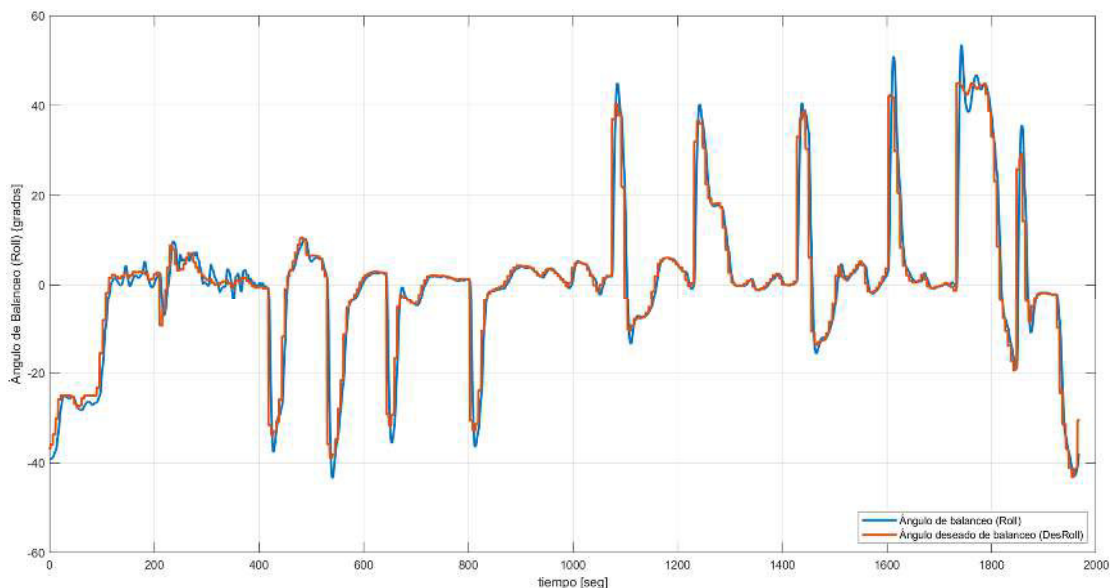


Figura 3.10. Respuesta de control para el ángulo de alabeo (Roll) de la Sim_3.

La Figura 3.10, describe el movimiento de alabeo, si el vehículo aéreo gira sobre el eje longitudinal hacia la izquierda los valores son negativos, por otro lado, si gira hacia la derecha los valores son positivos. La respuesta tiene sentido, considerando que la figura es un infinito, en donde para realizar esta trayectoria la aeronave se balancea primero al lado izquierdo y después al lado derecho. La respuesta de la Figura 3.10 es de la Sim_3. En esta se observa al controlador mantener una respuesta adecuada frente a las variaciones atmosféricas. Se calcula el RMSE en cada waypoint para las 5 misiones y presentan los resultados en la Tabla 3.5.

Tabla 3.5. Variación del RMSE para el ángulo de alabeo.

RMSE					
	Sim_1	Sim_2	Sim_3	Sim_4	Sim_5
Ángulo de Alabeo (Roll) [°]	14.52541	17.94711	18.32035	19.54734	17.32627

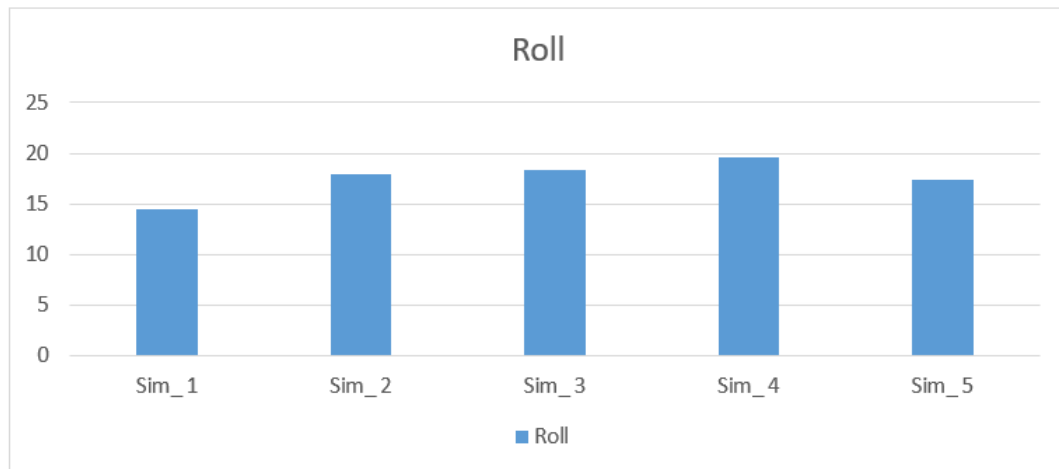


Figura 3.11. RMSE de las 5 misiones para el ángulo de alabeo (Roll).

En la Figura 3.11 se muestra cómo varía el RMSE en las diferentes simulaciones.

- Sim_3, Sim_4 y Sim_5 tienen la misma velocidad de viento, pero con dirección diferente, esto muestra que el viento afecta al movimiento de alabeo del UAV.
- En Sim_4, el controlador le cuesta un poco más mantener la referencia debido a que el viento, en la gran parte de la trayectoria, está en contra del movimiento del UAV.

3.1.5. ANÁLISIS DEL ÁNGULO DE CABECEO (PITCH)

La Figura 3.12, muestra los datos de la variable ángulo pitch obtenidos de la simulación Sim_3. En esta figura, se observa el ángulo medido en grados calculado por el piloto automático y el giro realizado por el vehículo. El valor es negativo si la nariz se inclina hacia abajo y es positivo si la nariz se levanta. La razón de este comportamiento puede explicarse considerando que el UAV debe mantener una altura constante. Cuando el piloto automático busca que la aeronave siga la trayectoria circular, característica de la figura infinito, genera una señal de control más grande, esto se observa en los tiempos de 200 a 600 [s] y de 1100 a 1500 [s]. Por otro lado, cuando el UAV se desplaza en línea recta, al moverse de una curva de la trayectoria infinito a otra, la señal de control y la respuesta del ángulo pitch tienden a valores cercanos a cero.

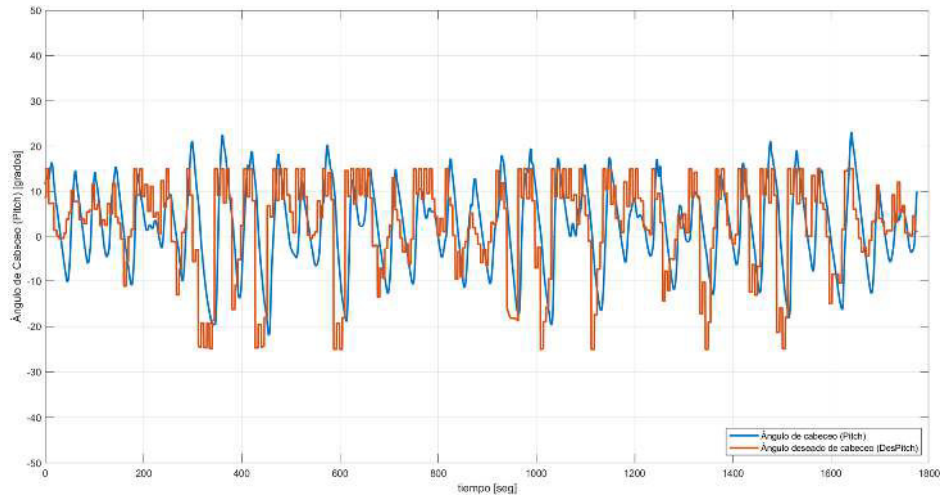


Figura 3.12. Señal de control y la salida del ángulo de cabeceo (Pitch).

La Figura 3.12 muestra la señal de control y la salida del ángulo Pitch del UAV de la Sim_3. Para la Sim_3 la dirección del viento es Norte-Sur. Esto provoca que el UAV tienda a elevarse y por su parte que la señal del control del pitch tienda a inclinar hacia abajo la nariz de la aeronave con más frecuencia hasta mantener una respuesta adecuada frente a la variación de las condiciones atmosféricas.

Para cada una de las misiones realizadas se han tomado los valores de la señal de control del piloto automático y la señal de respuesta del UAV para calcular la raíz del error cuadrático medio. Este error indica que tan diferentes son las respuestas del valor deseado y de la respuesta del ángulo Pitch. En la Tabla 3.6 se muestra la raíz del error cuadrático medio para cada una de las 5 misiones.

Tabla 3.6. RMSE de la señal de control y la respuesta del ángulo Pitch.

RMSE					
	Sim_1	Sim_2	Sim_3	Sim_4	Sim_5
Ángulo de Alabeo (Pitch) [°]	14.52541	17.94711	18.32035	19.54734	17.32627

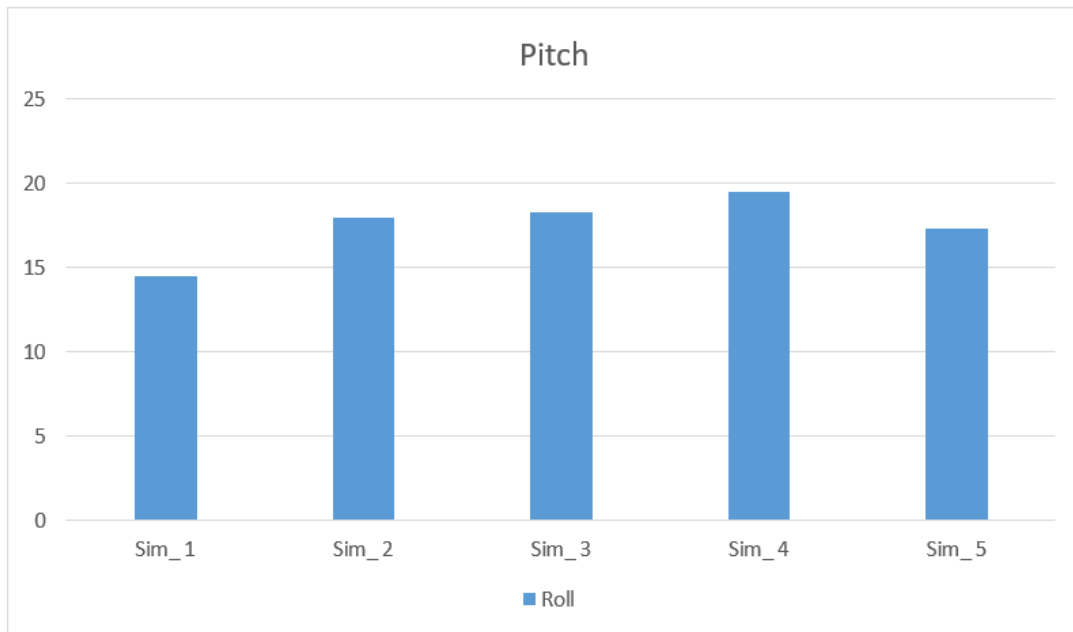


Figura 3.13. Valores del RMSE para el ángulo Pitch en las cinco simulaciones.

La Figura 3.13 muestra cómo varía el RMSE para cada misión realizada donde se han variado las condiciones atmosféricas.

- En Sim_1 no se consideraron variaciones atmosféricas.
- En Sim_2 solo se modificaron condiciones de altura, como presión barométrica y temperatura, en esta se observa que el RMSE crece significativamente [47].
- En Sim_3 el viento tiene una dirección Norte-Sur, y por la trayectoria que describe el UAV, el viento lo empuja en la mayor parte de la misión.
- Sim_4, el viento en la mayoría de la trayectoria estará en contra del movimiento del UAV y provoca que este se eleve ligeramente, la señal de control busca mantener la altitud por lo que el RMSE aumente significativamente.
- Sim_5, el golpe del viento en su mayoría de la trayectoria es lateral, lo que no afecta mucho a la inclinación hacia arriba o hacia abajo del UAV durante el vuelo.

3.2 MISIÓN EN EL SIMULADOR BASADA EN UN VUELO REAL

El objetivo de simular una misión que fue realizada en un vuelo real del UAV, es analizar y comparar las variables de los logs de vuelo obtenidos del simulador y de la aeronave real. Esto permite contrastar la efectividad de la simulación frente al vuelo real. Para realizar esto, el estudio se enfoca en el análisis de diferentes variables tales como: la trayectoria, la altitud de vuelo, la velocidad de la aeronave y los ángulos de navegación (roll, pitch).

El Equipo de laboratorio ATA realizo varias misiones en las inmediaciones del Antisana. algunas de estas misiones cumplieron con las expectativas de monitorear el lugar, es decir, el vuelo del UAV fue aceptable y cumplió con la misión que se le asigno. Por otra parte, también hubo misiones en las cuales el UAV de ala fija tubo varios inconvenientes, y en su gran mayoría causadas por las condiciones atmosféricas presentes en ese lugar. Esta es la razón de la necesidad de crear un modelo de simulación capaz de recrear estas condiciones. Los datos de todas estas misiones fueron levantados y almacenados en orden secuencial por los que las misiones son denominadas con un número, que lo relaciona directamente con la cantidad de veces que el UAV realizo un vuelo.

La misión denominada 172 es la que se estudia en esta sección siendo una de las misiones que realizó el equipo del laboratorio ATA para operar el UAV en un vuelo real. El objetivo de esta misión es el de monitorear los humedales en la reserva ecológica del Antisana a una altitud de 80 [m]. En la Figura 3.14 se muestra como quedó establecida la misión en Mission Planner que fue ejecutada.



Figura 3.14. Misión usada en un vuelo real del Event386.

Los datos de las condiciones atmosféricas al momento que se realizó la prueba de vuelo se muestran en la Tabla 3.7.

Tabla 3.7. Valores para las variables atmosféricas.

Variable	Valor
Velocidad de viento [m/s]	0
Dirección de viento	-
Presión de aire medida a la altura real (~4100 msnm) [inHg]	18.33
Temperatura [°C]	10.9

3.2.1. ANÁLISIS DE LA TRAYECTORIA

La Figura 3.15, muestra la comparación de las trayectorias realizadas en las misiones real y simulada. Los puntos de color naranja son los waypoints de la misión, la línea verde describe la trayectoria del UAV real y la línea roja describe la trayectoria del UAV simulado. Realizando un análisis visual se observa que existe un error considerable en los radios de giro realizados por el UAV real y el simulado, pero tienen una concordancia que puede ser considerada como aceptable.

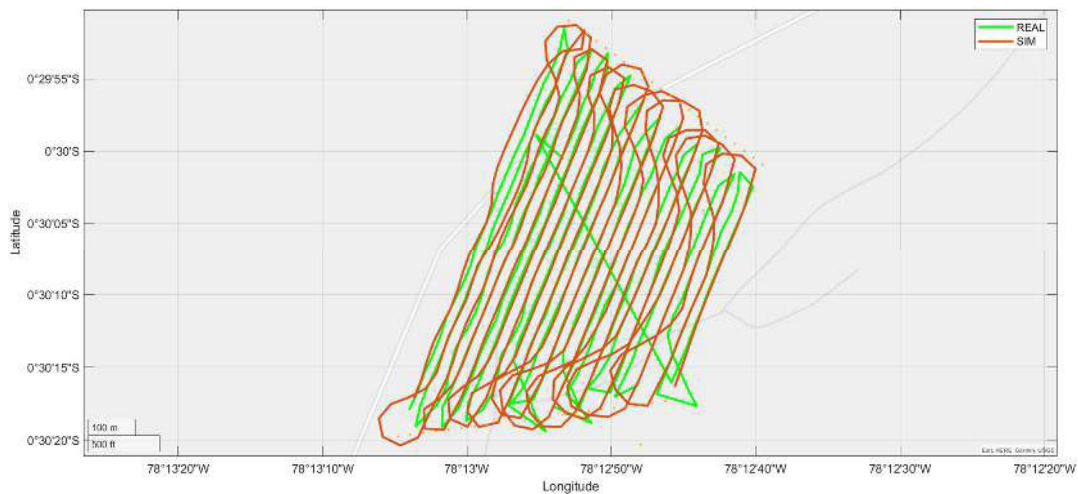


Figura 3.15. Comparación de las trayectorias de las misiones real y simulada.

Al analizar la efectividad de la trayectoria de la simulación frente al vuelo real. Se calcula el RMSE entre los valores real y simulado para cada punto de latitud y longitud, en cada waypoint, los valores calculados se muestran en la Tabla 3.8. Al establecer el rango de tolerancia la reglamentación de la FAA no define un valor o porcentaje para trayectorias, pero se sabe que para bajos valores de RMSE [48] indica bastante similitud entre las respuestas.

Tabla 3.8. Valores RMSE obtenidos al comparar la latitud y la longitud entre la misión real y simulado.

	RMSE
Latitud [°]	0.0412983
Longitud [°]	0.0009800

3.2.2. ANÁLISIS DE LA ALTITUD DE VUELO

El objetivo de analizar la altura es demostrar que el piloto automático puede mantener un vuelo rectilíneo y nivelado al trabajar con el modelo de simulación. En la Figura 3.16 se muestra la respuesta de la altitud en el modelo de simulación y la respuesta de la altitud del vehículo real. La referencia es 80 [m], siendo el valor que debe mantener el control del vehículo aéreo.

Realizando un análisis visual, y al comparar las gráficas de los datos simulados con los datos reales, se observa que estos no se sobreponen de manera precisa. Esto es debido a que el comportamiento del UAV simulado difiere del sistema real y entre las posibles explicaciones están la velocidad con la que llega a los waypoint, el radio de giro que sigue el UAV, y en si la lectura de las variables de vuelo.

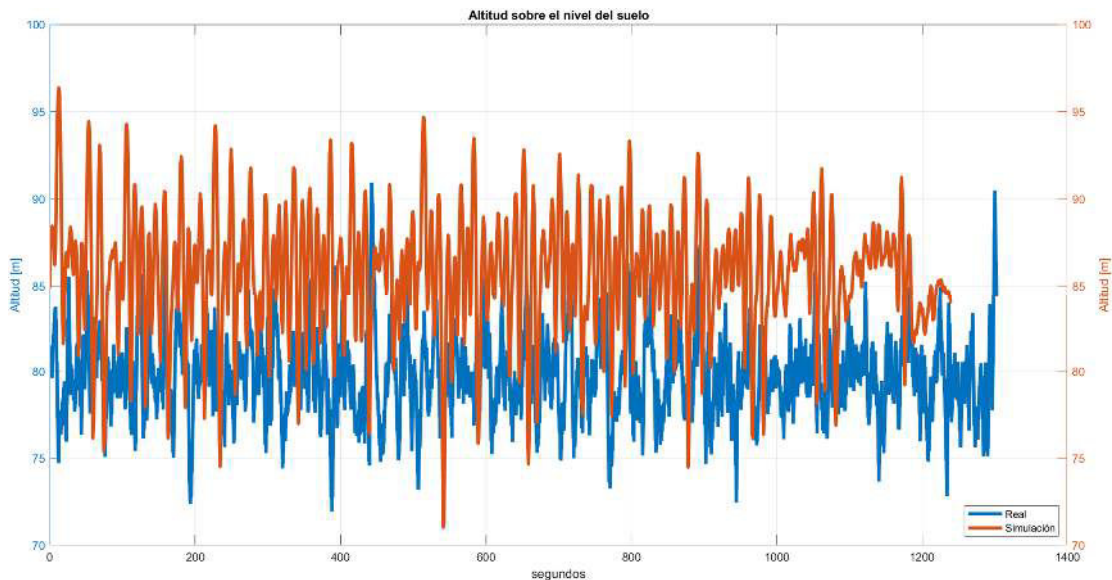


Figura 3.16. Comparación de la altura entre la simulación y el vuelo real.

Para determinar si el modelo de simulación del Event386 es equivalente a la aeronave real se realiza la prueba TOST [42]. De la información obtenida de los logs de vuelo se calculan 3 datos estadísticos básicos que se muestran en la Tabla 3.9, donde n, \bar{x}, σ son el tamaño,

media y desviación estándar respectivamente, de los datos que se van a comparar. El parámetro $\pm\Delta$ es el criterio de aceptabilidad.

Se establece el criterio de equivalencia el 10% de la media de los datos reales.

$$\Delta = \pm(79.877) 10\%$$

$$\Delta = 7.79877$$

Se establece las afirmaciones para la hipótesis nula y alternativa:

H_0 : La respuesta de la altitud de vuelo de los datos de simulación no coinciden con los datos reales.

H_1 : La respuesta de la altitud de vuelo de los datos de simulación coincide con los datos reales.

En la Tabla 3.9 se muestran los valores estadísticos de la prueba TOST.

Tabla 3.9. Prueba de equivalencia de la altitud para los datos de vuelo real frente a la simulación.

Misión	Simulación			Real			$\pm\Delta$	p_1	p_2	95% IC	
	n	\bar{x} [m]	σ [m]	n	\bar{x} [m]	σ [m]				LCI	LCS
172	2439	85.569	3.678	26214	79.877	2.522	± 7.988	1	0	-8.2013	-7.617

La hipótesis nula se rechaza cuando la probabilidad de que los datos difieran ya sea por encima [p_1] o por debajo [p_2], y superen el valor de confianza del 95% [44], como se muestra a continuación:

$$\max([p_1, p_2]) > 0.05$$

$$\max([1, 0]) > 0.05$$

El intervalo de confianza $[-8.2013, -7.617]$ cae fuera del criterio de equivalencia $[\Delta = \pm 7.988]$. La hipótesis nula se rechaza y se acepta la hipótesis alternativa. Los signos negativos del IC indican que la media de los datos de simulación es significativamente menor que la media de los datos reales. Hay en promedio, 7.617 a 8.2013 valores cercanos a la media menos en los datos de simulación que en los datos reales.

3.2.3. ANÁLISIS DE LA VELOCIDAD INDICADA DEL UAV.

La velocidad o también conocida como velocidad indicada es la velocidad del UAV en el sistema de referencia móvil. En la mayoría de las aplicaciones reales, es la velocidad medida por el sensor Pitot disponible en la aeronave.

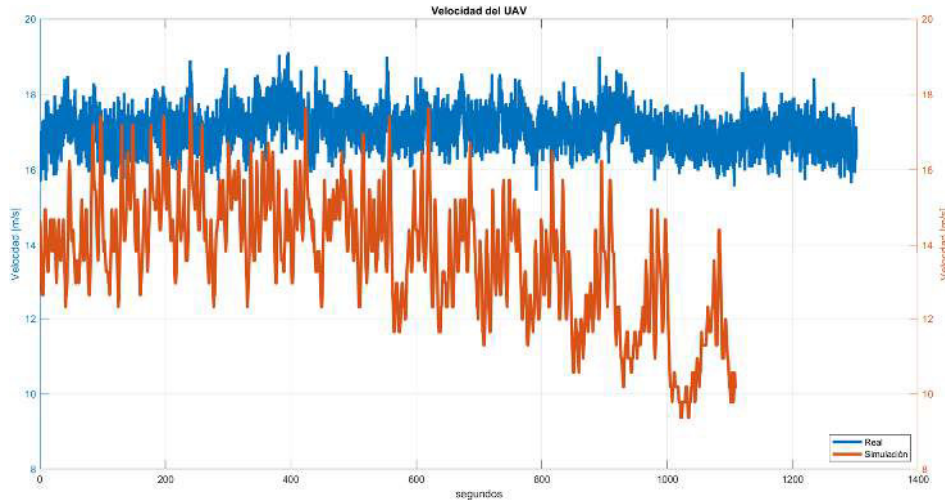


Figura 3.17. Comparación de la velocidad indicada entre la simulación y el vuelo real.

En la Figura 3.17 se observa las respuestas de la variable velocidad de la simulación y la velocidad del vuelo real. Al desarrollar la prueba TOST se obtiene la información estadística de la variable velocidad que se muestra en la Tabla 3.10.

El criterio de aceptabilidad de la variable velocidad es el 10% del valor medio de los datos reales:

$$\Delta = \pm 1.71 \text{ [m/s]}$$

Las afirmaciones de la hipótesis nula y alternativa es el mismo que de la variable velocidad:

H_0 : La respuesta de velocidad de la simulación no coincide con los datos reales.

H_1 : La respuesta de velocidad de la simulación coincide con los datos reales.

En la Tabla 3.10 se muestran los resultados de la prueba de equivalencia.

Tabla 3.10. Prueba de equivalencia de la altitud para los datos de vuelo real frente a la simulación.

Misión	Simulación			Real			$\pm\Delta$	p_1	p_2	95% IC	
	n	\bar{x} [m]	σ [m]	n	\bar{x} [m]	σ [m]				LCI	LCS
172	1507	12.5798	2.6048	13021	17.1024	0.4692	± 1.71	1	0	-4.9992	-4.8816

La hipótesis nula es rechazada si se supera el valor de confianza [44] debido a:

$$\max([1, 0]) > 0.05$$

Además, el intervalo de confianza $[-4.9992, -4.8816]$ cae fuera del intervalo de equivalencia ± 1.71 . Se rechaza la hipótesis nula y se acepta la hipótesis alternativa. Los signos negativos del IC indican que la media de los datos de simulación es significativamente menor que la media de los datos reales. Hay en promedio, 4.8816 a 4.999 valores cercanos a la media menos en los datos de simulación que en los datos reales.

3.2.4. ANÁLISIS DEL ÁNGULO DE ALABEO (ROLL)

El ángulo de Alabeo provoca el movimiento de la aeronave sobre su eje longitudinal. Estos virajes están establecidos por la respuesta del ángulo de alabeo, que son controlados por los alerones que están en las alas principales del avión. En la Figura 3.18, se muestra la respuesta del ángulo de alabeo para el sistema real y el simulado.

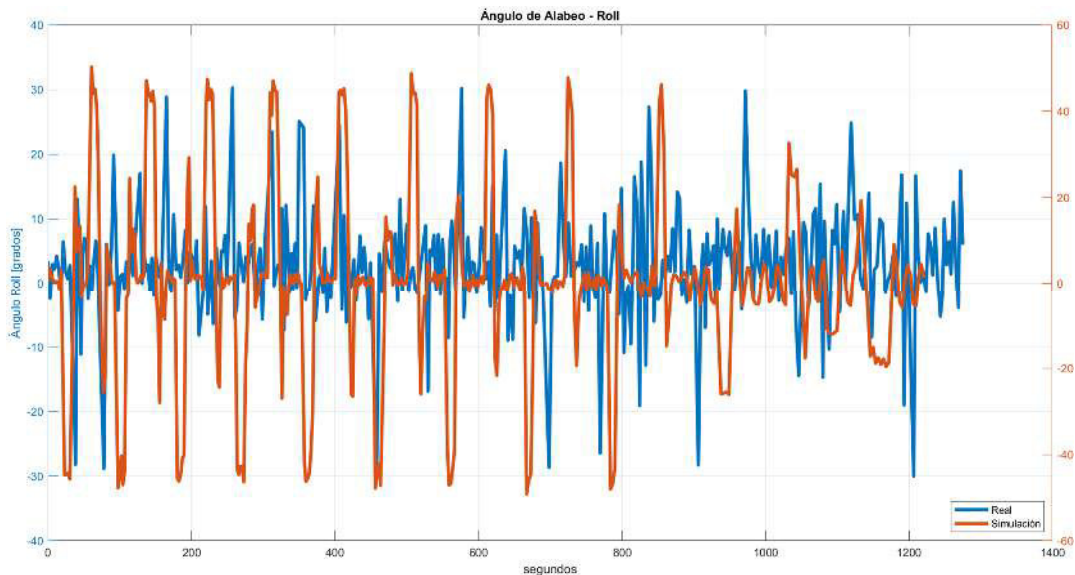


Figura 3.18. Comparación del ángulo roll entre la simulación y el vuelo real.

Se realiza la prueba de equivalencia entre los datos de la simulación y del vuelo real.

El criterio de aceptabilidad del error del ángulo Roll es:

$$\Delta = \pm 2^\circ$$

En la Tabla 3.11 se muestran los resultados de la prueba de equivalencia de la variable Roll.

Tabla 3.11. Prueba de equivalencia del error del ángulo roll para los datos de vuelo real frente a la simulación.

Misión	Simulación			Real			$\pm\Delta$	p_1	p_2	95% IC	
	n	\bar{x} [m]	σ [m]	n	\bar{x} [m]	σ [m]				LCI	LCS
172	10082	3.6053	13.036	15393	-0.3471	8.8037	± 1.2	0	1	3.7273	4.1775

La hipótesis nula es rechazada debido a:

$$\max([0, 1]) > 0.05$$

Además, el intervalo de confianza [3.7273, 4.1775] cae fuera del intervalo de equivalencia ± 1.71 . Se rechaza la hipótesis nula y se acepta la hipótesis alternativa. Los signos positivos del IC indican que la media de los datos reales es significativamente menor que la media de los datos de simulación. Hay en promedio, 4.1775 a 3.7273 valores cercanos a la media menos en los datos de simulación que en los datos reales.

3.2.5. ANÁLISIS DEL ÁNGULO DE CABECEO (PITCH)

El movimiento de cabeceo provoca que el morro de la aeronave suba o baje, con cierto ángulo de cabeceo [pitch]. Este movimiento es causado por el movimiento del estabilizador horizontal, que se encuentra en la cola. En la Figura 3.19 se muestra la respuesta del ángulo de cabeceo para el modelo de la simulación y de la misión del vuelo real.

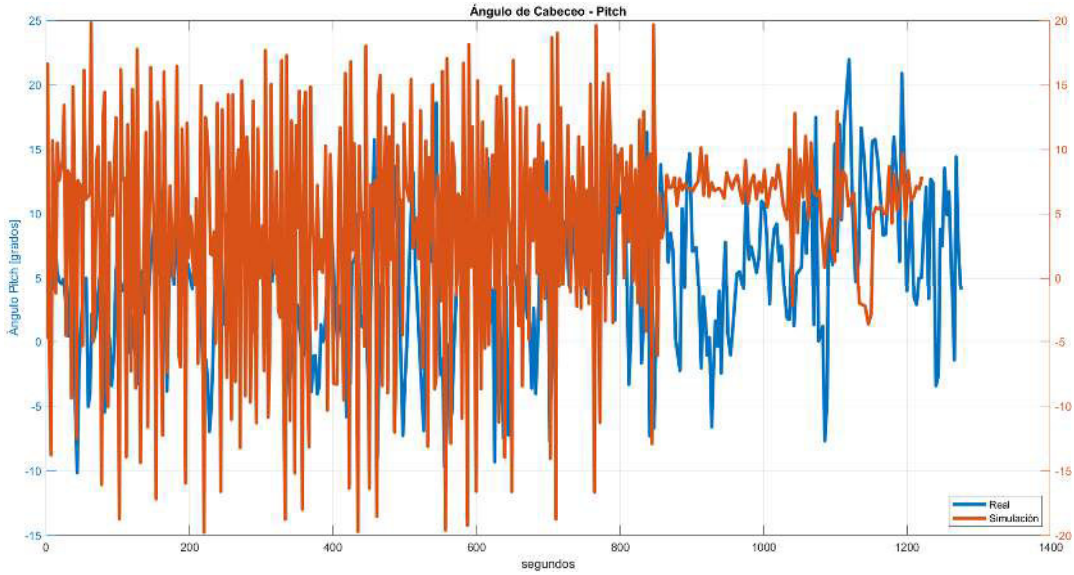


Figura 3.19. Respuesta del ángulo de cabeceo para la simulación y el vuelo real.

El criterio de aceptabilidad del ángulo Pitch es:

$$\Delta = \pm 1.5^\circ$$

Se realiza la prueba de equivalencia y los resultados se muestran en la Tabla 3.12.

Tabla 3.12. Estadísticas del error del ángulo pitch de la misión 172.

Misión	Simulación			Real			$\pm\Delta$	p_1	p_2	95% IC	
	n	\bar{x} [m]	σ [m]	n	\bar{x} [m]	σ [m]				LCI	LCS
172	10082	8.4676	7.241	15393	-0.5637	3.996	± 1.5	0	1	8.9151	9.1474

De la información de la Tabla 3.12, la hipótesis nula es rechazada cuando:

$$\max([0, 1]) > 0.05$$

Además, el intervalo de confianza [8.9151, 9.1474] cae fuera del intervalo de equivalencia [-1.5, 1.5]. Se rechaza la hipótesis nula y se acepta la hipótesis alternativa. Por el intervalo de confianza hay en promedio, 9.1474 a 8.9151 valores cercanos a la media menos en los datos de simulación que en los datos reales. Los signos positivos del IC indican que la media de los datos reales es significativamente menor que la media de los datos de simulación.

3.3 MISIONES SIMULADAS BASADAS EN VUELOS REALES

El equipo del laboratorio ATA ha realizado varias misiones en la reserva ecológica del Antisana con la finalidad de ejecutar pruebas de vuelo y monitoreo del lugar. En la Tabla 3.13 se puede observar las fechas de las salidas a campo donde se realizaron diferentes misiones, en cada misión se ha establecido una altitud de vuelo y se ha obtenido la información de las condiciones atmosféricas.

Tabla 3.13. Misiones realizadas por el equipo del laboratorio ATA.

Nombre y fecha de la salida a campo	Misión	Bitácora de vuelo	Condiciones atmosféricas
V13_02OCT2020	158	Vuelo tipo mapeo a 80 [m] de altitud.	Velocidad de viento: 1.2 [m/s] o 2.33 knots dirección de viento: 116° N-S
	161	Vuelo tipo mapeo a 80 [m] de altitud.	
	162	Vuelo en línea recta a 140 [m] de altitud.	
V14_23OCT2020	169	Vuelo a 80 [m].	Velocidad de viento: 0.454 [m/s] o 1 knots dirección de viento: 40° N-O
V15_30OCT2020	172	Vuelo tipo mapeo a 80 [m] de altitud.	Sin viento
V16_11DIC2020	178	Vuelo tipo mapeo a 120 [m] de altitud.	Velocidad de viento: 4 [m/s] o 8 knots dirección de viento: 45° N-O
	179	Vuelo tipo mapeo a 120 [m] de altitud.	
V17_04FEB2021	184	Vuelo tipo mapeo a 100 [m] de altitud.	Velocidad de viento: 7 [m/s] o 14 knots dirección de viento: [180°] N
	185	Vuelo tipo mapeo a 100 [m] de altitud.	

En esta sección el análisis se realiza para la altitud de vuelo y la velocidad del UAV. Esto se debe a que estas misiones son ejecutadas para el monitoreo y captura de fotos en las proximidades del volcán Antisana bajo condiciones atmosféricas presentes ese día.

3.3.1 PRUEBA DE EQUIVALENCIA

En la Tabla 3.14 y la Tabla 3.15 se muestran los tres datos estadísticos n, \tilde{x}, σ ; el tamaño, media y desviación estándar respectivamente de los dos conjuntos de datos de altitud y velocidad del UAV. La información fue obtenida de los datos históricos almacenados en los registros de vuelo generados durante las misiones reales y dentro del simulador. En las diferentes misiones se rechaza la hipótesis nula y con base en los resultados se determina que las medias de los datos reales y simulados coinciden con un 95% de confianza.

Tabla 3.14. Resultados de la prueba de equivalencia de la altitud de vuelo del UAV, para cada una de las misiones simuladas y reales.

Altitud																	
Misión	Simulación						Real						Prueba de equivalencia				Rechazo H_0
	n	\tilde{x} [m]	σ [m]	n	\tilde{x} [m]	σ [m]	$\pm\Delta$	p_1	p_2	95% IC							
										LCI	LCS						
158	2015	86.428	2.9174	30787	79.734	2.955	± 7.973	0	1	6.605	6.834	si					
161	2083	85.5646	4.0551	29605	80.008	2.872	± 8.00	0	1	10.624	10.772	si					
162	609	151.55	5.981	6691	140.223	3.088	± 14.022	0	1	6.5859	7.10	si					
169	2439	85.568	3.678	26214	79.876	2.522	± 7.9876	0	1	6.1731	6.4443	si					
178	12982	141.053	3.459	15423	120.285	2.354	± 12.028	0	1	18.6554	18.915	si					
179	12982	126.053	3.459	15423	120.285	2.354	± 12.028	0	1	8.4209	8.656	si					
184	2049	106.76	3.868	24477	99.796	2.344	± 9.979	1	0	6.8691	7.057	si					
185	931	106.632	4.309	9006	100.159	2.630	± 10.015	1	0	6.3141	6.635	si					

En la Tabla 3.14 y la Tabla 3.15 se observa que las con valores de $p_2 = 1$ y $p_1 = 0$, indican que es más probable que la diferencia de los valores medios esté a la derecha de Δ . Por otra parte, valores de $p_2 = 0$ y $p_1 = 1$, es más probable que la diferencia de los valores medios este a la izquierda de Δ .

Tabla 3.15. Resultados de la prueba de equivalencia de la velocidad de vuelo del UAV, para cada una de las misiones simuladas y reales.

Velocidad del UAV												
Misión	Estadísticas de prueba						Prueba de equivalencia					Rechazo H_0
	Simulación			Real			$\pm\Delta$	p_1	p_2	95% IC		
	n	\tilde{x} [m]	σ [m]	n	\tilde{x} [m]	σ [m]				LCI	LCS	
158	1007	14.202	1.135	15393	9.039	0.905	± 7.973	1	0	5.114	5.213	si
161	1041	14.132	1.563	14802	3.4342	1.393	± 0.3434	0	0	4.867	5.053	no
162	149	14.685	1.169	3345	6.2589	1.106	± 14.022	0	1	8.022	8.30	si
169	1507	12.579	2.6045	13021	17.102	0.469	± 7.987	0	1	4.625	4.727	si
178	6490	12.91	2.1253	7711	9.556	1.481	± 12.025	0	1	3.301	3.401	si
179	6490	12.91	2.1253	7711	9.556	1.481	± 12.028	0	1	6.868	7.039	si
184	1024	13.537	2.119	12238	9.752	1.337	± 9.979	0	1	3.708	3.86	si
185	335	11.08	1.235	2949	11.322	1.384	± 10.015	0	1	3.712	3.994	si

En la misión 161 que se muestra en la Tabla 3.15, se muestra que no fue rechazada la hipótesis nula. En base a la bitácora de vuelo registrada, el sensor de velocidad del UAV real entregaba lecturas erróneas por lo que la respuesta de velocidad del vuelo real no era equivalente a la simulación.

4. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 CONCLUSIONES

- Dentro del análisis expuesto, el conocimiento adquirido del modelo matemático permitió comprender como el piloto automático Ardupilot interpreta al sistema real lo que garantiza realizar misiones de vuelo autónomas con vehículos aéreos no tripulados y estudiar el desempeño en vuelo. Por otra parte, conocer las características físicas del UAV de ala fija permitió desarrollar un modelo de simulación lo suficientemente confiable y parecido al real, de tal manera que al realizar las diferentes misiones se pudo comparar con los datos de vuelo reales.
- En la selección del simulador de vuelo se garantizó comparar las diferencias entre las capacidades, características y ventajas y de esta manera determinar el más adecuado para el trabajo. X-Plane fue el seleccionado debido a que presentó varias ventajas sobre otros simuladores, como disponer de una herramienta para crear modelos geométricos conocida como Plane Maker, trabaja con el protocolo UDP lo que facilita la comunicación con Ardupilot, y ofrece escenarios preconfigurados incluida la configuración de las condiciones atmosféricas.
- Como consecuencia del estudio técnico realizado, se logró obtener un entorno de simulación. En este contexto, es posible modificar y manipular las diferentes partes que lo compone tales como: el simulador de vuelo, la estación de control en tierra y el piloto automático. Esto permite que el investigador disponga de una herramienta para el desarrollo y diseño de vehículos aéreos.
- Para examinar la calidad y la consistencia de la información obtenida del simulador de vuelo se requirió el uso de técnicas estadísticas como la prueba de hipótesis. Esta prueba permitió evaluar la concordancia entre la respuesta del simulador de vuelo y los datos reales con base en tolerancias definidas para medir un nivel aceptable de coincidencia. De esta forma, esta prueba permite establecer la fidelidad con base en una magnitud estadística, como es la media, de la diferencia obtenida entre los datos reales y del simulador.
- En este trabajo se presentó una metodología para simular un vehículo aéreo no tripulado de ala fija y condiciones atmosféricas presentes en las altas montañas de la región andina (Montaña del Antisana). La metodología mostró viabilidad, porque al disponer de un vehículo físico real y mediante la adquisición de sus

características físicas y geométricas, fue posible recrear un modelo virtual. Esto facilita el estudio del desempeño de vuelo frente a perturbaciones producidas por las condiciones atmosféricas como el viento y la altura.

- En virtud de lo expuesto en este trabajo, se presenta información útil y un proceso metodológico para el diseño de nuevos esquemas o la recreación virtual de otros modelos presentes en el laboratorio usados en aplicaciones a gran altitud. Esto permite a los investigadores desarrollar sus propios diseños de aeronaves y con base en estas especificaciones generar modelos virtuales para realizar pruebas de vuelo antes de realizar prototipos reales.
- Además, la metodología demostró que es posible construir un prototipo virtual de forma fácil y rápida. Esto permite a los investigadores desarrollar nuevos diseños lo que agiliza el proceso para la realización de pruebas y reduce las salidas a realizar pruebas reales en etapas tempranas del diseño y construcción de los vehículos aéreos.
- La presente metodología demostró ser evidentemente útil para realizar simulaciones de sistemas reales y para probar el sistema de control de vuelo. Mostrando además que el simulador escogido permite desarrollar vehículo y entornos atmosféricos reales. Lo que permite analizar y evaluar diferentes características de rendimiento específicas de una aeronave. El proporcionar una forma realista y rentable de mostrar el desempeño del vuelo de un UAV, permite que investigadores puedan realizar pruebas y evaluar el rendimiento y desempeño al realizar pruebas de vuelo.
- La metodología de simulación presenta un entorno para simular modelos de aviones y obtener datos de vuelo en diferentes condiciones, facilitando el estudio del comportamiento y rendimiento durante el vuelo del vehículo aéreo. Esto proporciona una gran capacidad para la creación, recopilación y procesamiento de datos, al momento de realizar pruebas de vuelo. Lo que permite validar y verificar con base en las variables que definen el comportamiento el vehículo aéreo.
- Frente a la evidencia recolectada al realizar las pruebas de vuelo, variando las condiciones atmosféricas, se logró obtener resultados que demuestran que la metodología utilizada para generar un modelo virtual del UAV es confiable y consistente. Por lo que, desarrollar diferentes modelos de simulación bajo los

principios de esta metodología garantiza que se podrán realizar trabajos a profundidad sobre el vehículo aéreo y los algoritmos de control que lo operan.

4.2 RECOMENDACIONES

- Debido al estudio realizado en el presente trabajo y las condiciones que hay que simular, solo se analizaron las variables cuando el UAV está realizando una misión en piloto automático, donde no se considera el análisis del despegue y el aterrizaje. Por esta razón es recomendable abordar el aterrizaje y el despegue automático para futuros trabajos.
- Este estudio técnico abre un amplio campo de investigación para el desarrollo de estrategias de diseño para realizar prototipos de vehículos aéreos no tripulados de ala fija, donde el usuario o investigador puede desarrollar sus propios diseños. Por lo que es recomendable profundizar el estudio en el diseño de vehículos aéreos de ala fija.
- Para un futuro trabajo es posible empezar a estudiar y modificar las acciones de control del piloto automático, porque al tener un modelo aproximado al sistema real y un entorno que replica condiciones atmosféricas reales como perturbaciones como el viento o la presión de aire, es necesario estudiar los diferentes algoritmos de control existentes antes de realizar pruebas de vuelo real. Esto permite realizar menos pruebas de vuelo real en etapas de prototipado aumentando la vida útil del UAV.
- Una vez obtenidos resultados aceptables al realizar misiones con el piloto automático usando simulaciones Software-In-The-Loop, es recomendable pasar a realizar simulaciones Hardware-In-The-Loop, donde se puede estudiar la respuesta que genera el controlador físico. Con esto, se busca entender como responden los controladores cuando se operan los vehículos aéreos.
- La adquisición de datos para la generación del modelo del vehículo y la simulación, así como la interpretación de esta información puede conducir a un enfoque disruptivo en el diseño de aeronaves, lo que podría reducir el tiempo y los costos necesarios para fabricar un prototipo final. Por eso es recomendable que el proceso siga la secuencia descrita y se lo realice de la manera más cuidadosa porque de eso dependerá la similitud del modelo simulado con el modelo real.
- En relación con el desarrollo del modelo de simulación, es posible verificar y validar el funcionamiento de otros simuladores de vuelo para entender cómo se diferencian

las respuestas que describen el comportamiento del vehículo aéreo. Por esta razón es recomendable seguir la metodología usando otros simuladores de vuelo. Con esto lograremos tener una vista más general del porqué las respuestas varían de un simulador a otro.

- Es posible realizar la verificación y la validación de las pruebas de vuelo con base en varios principios entre los que se pueden optar por métodos basados en análisis cualitativos o cuantitativos. Por lo que es recomendable disponer de un proceso interactivo donde varias herramientas puedan ayudar a comprobar que los resultados obtenidos tienen coherencia con lo que se busca realizar al momento de desarrollar el modelo virtual de un vehículo aéreo.

5. REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] J. Banks, "Handbook of Simulation: Principles, Methodology, Advances, Applications, and Practice", John Wiley & Sons, 1998.
- [2] A. M. Law, "Simulation Modeling and Analysis", Averill m. Law & Associates Inc, Fifth Edition, 2013.
- [3] D. Allerton, "Principles of Flight Simulation", Wiley, 2009.
- [4] K. P. Valavanis, G. J. Vachtsevanos, "Handbook of Unmanned Aerial Vehicles", SpringerReference, 2015.
- [5] B. Stevens, F. Lewis, E. Johnson, "Aircraft Control and Simulation", Wiley, 2016.
- [6] A. J. Keane, A. Sobester, J. P. Scanlan, "Small Unmanned Fixed-wing Aircraft Design: a Practical Approach", Wiley, 2017.
- [7] D. G. Hull, "Fundamentals of Airplane Flight Mechanics", Springer.
- [8] M. Oña, "Diseño e implementación de un sistema de propulsión distribuida de una aeronave no tripulada de fuselaje integrado utilizada en agricultura de precisión", Escuela Politécnica Nacional, Quito, 2020.
- [9] H. Guerra, "Desarrollo de un sistema de comunicaciones en la banda UHF y SHF para un vehículo aéreo no tripulado de ala fija para el monitoreo de los humedales Pugllohuma y Jatunhuaycu en las inmediaciones del volcán Antisana", Escuela Politécnica Nacional, Quito, 2020.
- [10] D. Rodríguez, "Estudio aerodinámico mediante herramientas paramétricas de una aeronave no tripulada para ser implementada en el sector agrícola de la región andina", Escuela Politécnica Nacional, Quito, 2017.
- [11] C. Yalama, "Estudio paramétrico y simulación dinámica de fluidos computacionales (CFD) de los efectos de integración aerodinámicos entre el sistema de propulsión y fuselaje para un vehículo aéreo no tripulado (UAV) utilizado en agricultura", Escuela Politécnica Nacional, Quito, 2017.
- [12] J. Chimarro, E. Pavón, "Integración de un sistema de control para el seguimiento de rutas de vuelo mediante GPS en un hezacóptero de monitoreo", Escuela Politécnica Nacional, Quito, 2017.

- [13] C. Cevallos, P. García, “Diseño e implementación de un sistema de autopiloto para el control de un hexacóptero”, Escuela Politécnica Nacional, Quito, 2016.
- [14] A. Guayasamín, Diseño y simulación de algoritmos de control tipo PID y SMC para seguimiento de trayectoria de un manipulador aéreo”. Escuela Politécnica Nacional, Quito, 2018.
- [15] M. Albornoz, D. Calahorrano, “Seguimiento de objetos basado en visión artificial para cuadricóptero parrot ar.drone”, Escuela Politécnica Nacional, Quito, 2016.
- [16] L. Romero, “Diseño y construcción de un módulo de control PID para la estabilización de un cuadricóptero”, Escuela Politécnica Nacional, Quito, 2014.
- [17] J. A. Paredes, C. Saito, M. Abarca, F. Cuellar, “Study of effects of high-altitude environments on Multicopter and Fixed-Wing UAVs’ Energy Consumption and Flight Time”, 2017 13th IEEE Conference on Automation Science and Engineering (CASE), Xi’an, China, August 20-23, 2017.
- [18] Format for the project proposals, Call TEAM projects and South Initiatives 2019, Vliirus.
- [19] S. Singh, “Adaptive Formation Control and Semi-Physical Simulator for Multi-Fixed Wing UAVs, Delft University of Technology, 2019.
- [20] Bittar, A. Correa, H. Valente de Figueiredo, “Guidance Software-In-the-Loop simulation using X-Plane and Simulink for UAVs”, 2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), May 27-30, 2014, Orlando, FL, USA.
- [21] D. Jung, P. Tsiotras, “Modeling and Hardware-in-the-Loop Simulation for a Small Unmanned Aerial Vehicle”, AIAA Infotech@Aerospace 2007 Conference and Exhibit, Atlanta.
- [22] Hentati, Aicha Idriss, L. Krichen, M. Fourati and L. Chaari. “Simulation Tools, Environments and Frameworks for UAV Systems Performance Analysis.” 2018 14th International Wireless Communications & Mobile Computing Conference (IWCMC) (2018): 1495-1500
- [23] X. Zheng, C. Bao, Z. He, “Design of Simulation Test Platform for UAV Flight Control System”, IOP Conf. Series: Journal of Physics, 2018.

- [24] W. Rigon, "Modelling, Simulation and Control of Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicle (UAV)", 24th ABCM International Congress of Mechanical Engineering, Brazil, 2017.
- [25] H. J. B. Coldwell, "Analysis of Aircraft Performance using X-Plane", University of New South Wales at the Australian Defence Force Academy, 2017.
- [26] A. Bittar, N. F. de Oliveira, "Central processing Unit for an Autopilot: Description and Hardware-in-the-Loop Simulation". Springer Science+Business Media B. V. 2012.
- [27] F. C. da Silva, M. Grinet, H. Figueiredo, "Computational Simulation of Flight Behavior of Flying Wing UAV", Journal of Communications and Information System, 2019.
- [28] A. G. Thomas, "Autopilot design for Software-In-the-Loop Validation of Fixed-Wing UAV Guidance Laws", Delft University of Technology, 2019.
- [29] 14 CFR Part 60 (2016), Airplane Flight Training Device Qualification, Federal Aviation Administration, pag. 93.
- [30] D. Babka, "Flight Testing in a Simulation Based Environment", California Polytechnic University.
- [31] A. Bittar, N. de Oliveira, "Hardware-In-The-Loop Simulation with X-Plane of Attitude Control of a SUAV Exploring Atmospheric Conditions", Springer Science+Business Media B. V. 2013.
- [32] C. Gualán, C. Campodónico, "Implementación de un sistema de navegación y mapeo de vehículos aéreos no tripulados utilizando dispositivos embebidos y software libre", Escuela Superior Politécnica del Litoral, 2017.
- [33] T. Krajacic, "Implementing X-Plane as a Visual System for a Research Flight Simulator", Institute of Mechanics Graz University of Technology, 2012.
- [34] Laminar Research, "Flight Simulator X-Plane 11 Manual", Laminar Research, 2016.
- [35] M. Bronz, E. J. J. Smeur, H. Garcia de Marina, "Development of a Fixed-Wing mini UAV with Transitioning Flight Capability", ENAC, F-31055 Toulouse, France, University of Toulouse, 2017.
- [36] A. Kumar, S. Yoon, V. R. Sanal Kumar, "Mixed Reality Simulation of High-Endurance Unmanned Aerial Vehicle with Dual-Head Electromagnetic Propulsion Devices for Earth and other Planetary Explorations", Applied Sciences, 2020.

- [37] J. Lee, S. Yoon, "Estimation and validation of lateral-directional stability/control derivatives for the Flight Training Device of a Light Aircraft", ScienceDirect, 2007.
- [38] E. Moreno, "Montaje y experimentación con dron Erle-Copter", Universidad de Alcalá Escuela Politécnica Superior, 2018.
- [39] R. Vega, "Simulation of a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle", Universidad Carlos III de Madrid Escuela Politécnica Superior, 2016.
- [40] Laminar Research, Plane Maker Manual. in, 1st ed., Laminar Research, 2017, <http://developer.xplane.com/manuals/planemaker/>
- [41] C. Coopmans, M. Podhradsky, N. V. Hoffer, "Software and Hardware-in-the-Loop Verification of Flight Dynamics Model and Flight Control Simulation of a Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicle", 2015 Workshop on Research, Education and Development of Unmanned Aerial Systems. Cancun, Mexico, 2015.
- [42] S. Riedmaier, J. Nesensohn, C. Gutenkunst, T. Duser, B. Schick, H. Abdellatif, "Validation of X-in-the-Loop Approaches for Virtual Homologation of Automated Driving Functions".
- [43] J. Nahum, "Simulador de Aeronaves no tripuladas: Estudio de integración y ensayos en vuelo con el sistema de piloto automático Ardupilot". Universidad Nacional de Córdoba, 2016.
- [44] K. Ahn, H. Rakha, D. Hill, "Data Quality White Paper", Virginia Tech Transportation Institute 3500, Transportation Research Plaza Blacksburg, 2008.
- [45] INAMHI. (2018). Información climatológica proporcionada por el INAMHI. Quito, Ecuador.
- [46] Anisha (2021). TOST(sample1, sample2, d1, d2, alpha) (<https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/63204-tost-sample1-sample2-d1-d2-alpha>), MATLAB Central File Exchange. Retrieved December 2, 2021.
- [47] Referencias de Mission Planner. [Online]. Available: <https://ardupilot.org/plane/index.html>