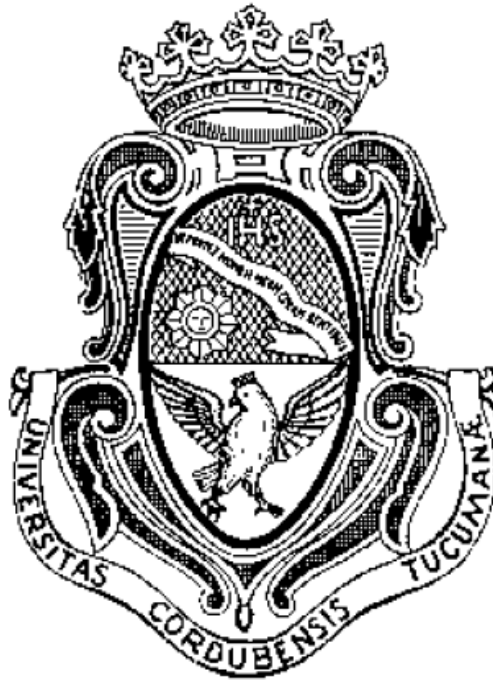


Universidad Nacional de Córdoba
Facultad de ciencias Exactas, Físicas y Naturales
Escuela de ingeniería aeronáutica



Trabajo Final de Grado

“Simulador de Aeronaves no tripuladas: Estudio de integración y ensayos en vuelo con el sistema de piloto automático “Ardupilot”.

Jonathan Nahum

Director del Trabajo: Prof. Ing. Omar Elaskar

Tribunal: Prof. Ing. Eduardo Zapico

Prof. Ing. Jorge García

Prof. Ing. Eugenio Bonvin

Córdoba, 23 de junio del 2016

Índice General

1. Introducción.....	3
2. Marco Teórico.....	4
2.1 Historia de la simulación del vuelo.....	4
2.2 Plataformas de Simulación de vuelo orientadas al desarrollo de ingeniería.....	8
2.3 Implementación de un simulador orientado a la ingeniería.....	9
2.3.1. X-plane.....	10
2.3.2. Mission Planner.....	13
2.3.3. Ardupilot.....	14
2.3.4 Arquitectura de la plataforma de simulación orientada a la ingeniería.....	14
2.3.4.1. Arquitectura Front end.....	15
2.3.4.2. Arquitectura Back end.....	16
3. Descripción Aeronave de ensayos no tripulada.....	17
3.1 Descripción general aeronave de ensayos no tripulada.....	18
3.2 Calculo de Centro de gravedad.....	19
3.3 Calculo del diagrama "V-n".....	21
3.4 Determinación de las características Aerodinámicas.....	26
4. Creación del modelo de vuelo de la aeronave simulada.....	30
4.1. Creación del modelo aerodinámico los perfiles de las superficies sustentadoras.....	31
4.2. Creación del Fuselaje.....	35
4.2.1. Pestaña section.....	36
4.2.2. Pestaña Top/Bottom.	37
4.3. Creación y configuración de las superficies sustentadoras.....	38
4.3.1. Creación y configuración del ala.....	39
4.3.2. Creación y configuración del empenaje horizontal.....	41
4.3.3. Creación y configuración del empenaje vertical.....	42
4.3.4. Asignación del Perfil aerodinámico a las superficies sustentadoras.....	43
4.4. Configuración de las superficies de control.....	46
4.5. Creación y configuración de la planta motora de la aeronave simulada.	50
4.6. Configuración del peso y centraje de la aeronave simulada.....	55
5. Ensayos.....	57
5.1. Sistemas de adquisición de datos de los ensayos.....	57
5.1.1. Adquisición de datos en ambiente de ensayo simulado.....	57
5.1.2. Arquitectura de la adquisición de datos en ambiente simulado.....	59
5.1.3. Adquisición de datos en ambiente real de ensayos.....	60
5.1.2. Arquitectura de la adquisición de datos en ambiente real de ensayo.....	61
5.2 Ensayo de pérdida.....	62
5.2.1. Procedimientos de ensayos de pérdida.....	62
5.3 Ensayo de giro estacionario.....	63
5.3.1. Procedimientos de ensayos de giro estacionario.....	63
5.4 Ensayo de estabilidad dinámica longitudinal.....	64
5.4.1 Procedimiento de ensayo de estabilidad dinámica longitudinal.....	64
5.5 Ensayos de seguimiento de circuito mediante piloto automático.....	65
6. Resultado	71
6.1 Resultados ensayos de pérdida.....	71
6.2 Resultados ensayo de giro estacionario.....	73
6.3 Resultado ensayo de estabilidad dinámica longitudinal.....	74
6.4 Resultado de seguimiento de circuito en modo de vuelo autónomo.....	76

7. Conclusiones.....	80
8. Trabajo futuro.....	81
9. Bibliografía y Referencias.....	82
10. Anexo "A" plano de la aeronave.....	83
11. Anexo "C" Datos obtenidos del ambiente de ensayos simulado.....	85
12. Anexo "D" Datos obtenidos por el programa XFLR-5.....	95

1. Introducción

El objetivo del presente trabajo consiste en la implementación de una plataforma de simulación de vuelo y operación de aeronaves no tripuladas, tanto como para realizar la planificación de una misión específica y ejecutarla, como así también para entrenar a los operadores en el pilotaje manual de la aeronave.

La metodología aplicada consiste en utilizar el modulo comercial "ARDUPILOT" y la plataforma de control terrestre "Mission Planner" de características open source, e integrarlo en un ambiente simulado brindado por el sistema simulación "X-Plane 10" simulando una aeronave no tripulada real, bajo un esquema de integración "Hardware in the loop".

La validación de los objetivos se llevara a cabo mediante la realización de ensayos en vuelo en una aeronave no tripulada real, así como también en la misma aeronave simulada, pudiendo comparar ambas y establecer la fidelidad real del sistema simulado.

Si los resultados son los esperados se podrá decir que se posee de una plataforma de desarrollo de ingeniería que nos permita poner a punto e integrar el piloto automático y diferentes subsistemas a la aeronave real, pudiendo ser ensayada dicha integración previamente en un ambiente simulado, aclarando que para este trabajo no se buscara trabajar sobre la puesta a punto del sistema de control automático, sino que solo se analizara la integración y funcionamiento de los componentes de la misma.

2. Marco Teórico

2.1 Historia de la simulación del Vuelo

Perspectiva histórica

Los primeros 40 años de vuelo 1905-1945

Los pioneros de la aviación aprendieron a volar a través de realizar pequeños vuelos cortos, de muy poca duración, casi como saltos, progresivamente fueron incrementando la duración de dichos saltos, hasta que el vuelo era finalmente logrado. El entrenamiento estaba limitado a consejos que se impartían en tierra, existiendo algunos ejemplos de dispositivos entrenadores los cuales solo permitían a los pilotos experimentar los efectos de los controles.



Figura 1 -Simulador de entrenamiento de vuelo Antionette Circa 1911 (cortesía librería del congreso)

Durante la primera guerra mundial se desarrollaron las primeras aeronaves con doble comando, por lo que el entrenamiento aéreo paso a realizarse en dichas aeronaves, un ejemplo de esto fue la aeronave AVRO 504 que fue adoptada por la Real Fuerza Aérea Británica "R.A.F" desde 1916 a 1933, en donde el instructor demostraba las maniobras, en donde luego debían ser practicadas por el alumno piloto, hasta alcanzar un nivel de eficiente de control de la aeronave, el gran problema fue que dichas aeronaves poseían cualidades de vuelo pobres con respecto a errores de pilotaje, lo que ocasiono que se produzcan más muertes en entrenamientos que en combate durante la primer guerra mundial.

(Winter ,1982)

A partir del año 1920 gracias a la instrumentación de vuelo agregada a las aeronaves como horizonte artificial, altímetro, indicador de velocidad, y el compás permitieron que los pilotos pudieran volar en forma segura sin referencia visual al suelo en condiciones adversas como nubes y lluvia (condiciones meteorológicas por instrumentos, "IMC"), las aeronaves eran consideradas como el medio natural para el entrenamiento, incluso para condiciones de vuelo "IMC", junto con las escuelas de vuelo en tierra supliendo la teoría de vuelo.

Ya a finales de la década de 1920 aparece quien es reconocido como el fundador de la simulación de vuelo moderna Edwin Link, quien desarrollo un dispositivo entrenador de vuelo que permitía el entrenamiento de vuelo por instrumentos, y lograba simular los efectos de la desorientación espacial que puede experimentar el piloto al estar volando en condiciones meteorológicas adversas.



Figura 2 Dispositivo entrenador de vuelo LINK (cortesía: Sociedad Aeronáutica Real)

Luego de la primera guerra mundial y con la expansión de la aviación para él envío de carga y correo, se vio un incremento importante en la fatalidad aérea, como consecuencia el cuerpo de aire del ejército de Estados Unidos adquirió seis entrenadores de vuelo LINK, y se considera como la primera vez en que la simulación de vuelo fue reconocida para el entrenamiento de vuelo.

Computación Análoga 1945-1965

Durante la segunda guerra mundial aparecieron los sistemas de control retroalimentados, junto con servomecanismos usados para la estabilización de las torretas de armas de aeronaves, lo que dio lugar también a que las ecuaciones diferenciales puedan ser resueltas por circuitos electrónicos. El corazón de dicho desarrollo fue basado en los amplificadores operacionales construidos de válvulas termo-iónicas.

Las mismas proporcionaban un amplificador de alta ganancia con retroalimentación resistiva en donde las señales podían ser sumadas algebraicamente y a través de la retroalimentación resistiva la operación matemática de integración podía ser aplicada a señales, por lo tanto permitiendo su aplicación a la simulación del vuelo.

La simplicidad y el relativo bajo costo de las computadoras análogas para resolver las ecuaciones diferenciales inherentes a la generación de energía nuclear, reacciones químicas y control de motores eléctricos establecieron a la computación análoga como una de las más importantes disciplinas de la ingeniería hasta la mitad de la década de 1960.

En aeronáutica, la computadora análoga fue utilizada para resolver los modelos de las ecuaciones de movimiento dinámicas de una aeronave, dándole al diseñador de la aeronave la oportunidad de desarrollar sistemas de control avanzados en el laboratorio de investigación.

Ofreciendo varios avances como:

- Significativas mejoras en la fidelidad de los modelos de vuelo.
- Resolución de ecuaciones diferenciales complejas (incluidas ecuaciones no lineales)
- Simulación en tiempo real
- Un programa podía ser fácilmente cambiado

Desventajas:

- Las válvulas termo-iónicas no eran confiables, necesitaban regulación constante y una complicada calibración.
- El rango del voltaje era limitado, las ecuaciones tenían que ser escaladas manualmente para asegurarse que el rango de voltaje de la computadora no fuera excedido, sin comprometer la resolución de las variables usadas en el cómputo.
- La multiplicación y división de dos variables era difícil y lento de realizar
- Los termino no lineales, como ser funciones trigonométricas eran difíciles de implementar o resolver.
- Los sistemas de movimiento (solo permitían 2 o 3 grados de libertad de movimiento) y visuales eran muy lentos.

Uno de los más grandes logros en esta época, fue que las aerolíneas empezaron a apreciar los beneficios de los simuladores de vuelo, no solo reduciendo los accidentes durante entrenamiento sino también reduciendo los costos de entrenamiento.

Computación digital 1965-1985

El desarrollo del transistor a mediados de la década de 1960 dio inicio los mayores avances en la computación digital, en donde ya en la década de 1970, mini computadoras eran ampliamente usados para cálculos científicos, ya que podían ser programadas en un lenguaje de alto nivel, usando procesadores de punto flotante para poder realizar operaciones a 50 o 60 Hz. Así es como muchos fabricantes de simuladores desarrollaron sus propios procesadores para poder cumplir con los requerimientos demandantes de procesamiento de datos en tiempo real.

Revolución de la microelectrónica 1985-Presente

Ya a finales de los años 1980 las computadoras estándares de escritorio sobrepasaban ampliamente la performance de las mini computadoras de los 70, las ecuaciones de movimiento podían ser procesadas a una frecuencia ya de 60 Hz en un procesador por lo que la atención se enfocó en el desarrollo de sistemas visuales.

A medida que la fidelidad de los simuladores de vuelo incremento durante este periodo, las aerolíneas entendieron los beneficios de la simulación aérea ya que aumentaba los índices de seguridad operacionales y reducían ampliamente el costo de entrenamiento de las tripulaciones. Consecuentemente, las agencias reguladoras de la aviación civil, dispusieron el reemplazo del entrenamiento en una aeronave real, con simuladores de vuelo.

Debido a la alta cantidad de fabricantes de simuladores se formó el “Manual de criterios para la calificación de los simuladores de vuelo” (“Doc. 9625 AN/938”) publicado por la organización internacional de aviación civil (“I.C.A.O”) - y avalado tanto por la Administración Federal de Aviación (FAA) como por Real sociedad aeronáutica (“RAeS”). Permitiendo que un simulador de vuelo sea aprobado para un entrenamiento específico, en una organización específica, logrando que:

- Se establezca una aceptación mundial de la simulación del vuelo.
- Se estableció que el entrenamiento sea realizado en simuladores certificados según un estándar internacional.
- Se definieron niveles de calificación de los simuladores de vuelo.
- Obligo a que la industria de la simulación del vuelo cumpla con un estándar definido en términos de ingeniera.

A medida que la complejidad de los sistemas de las aeronaves y la aviónica incremento, se desarrollaron simuladores específicos de dichos sistemas para bajarle el costo de funcionamiento al simulador, permitiendo que se entrene solo está determinada tarea.

Un ejemplo de esto sería un dispositivo entrenador de vuelo, que solo se concentra en el uso de los sistemas de la aeronave y los determinados procedimientos.



Figura 3- Dispositivo entrenador de vuelo “FSTD” de la empresa Thales .

Uno de los roles más importantes roles que la simulación es el soporte que le empezó a brindar la simulación al diseño de las aeronaves, permitiendo a los ingenieros diseñar y evaluar los diferentes sistemas de la aeronave, ya que los errores eliminados en la fase de diseño son mucho menos costosos de rectificar que cuando son detectados por ensayos en vuelo. Consecuentemente se fue cambiando el énfasis de los ensayos en vuelo hacia la validación de los datos obtenidos en los estudios desarrollados en los simuladores, dicho enfoque fue usado tanto en el desarrollo de los programas del Boeing 777 y el Airbus 380 logrando realizar numerosas contribuciones al diseño de dichas aeronaves.

Este mismo enfoque es utilizado por empresas fabricantes de autopilotos para aeronaves no tripuladas, basando la configuración inicial del sistema en un modelo de vuelo simulado, y luego poniendo a punto el autopiloto con los datos validados una vez realizados los ensayos en vuelo.

2.2 Plataformas de Simulación de vuelo orientadas al desarrollo de ingeniería.

La mayoría de los simuladores son usados para entrenamiento de pilotos, sin embargo la simulación de vuelo juega un importante rol en el diseño de las aeronaves. El mayor esfuerzo de diseño ya sea de aeronaves civiles o militares se lleva a cabo en el desarrollo de la aeronave y los sistemas de la aeronave, más que en la plataforma de simulación de desarrollo.

Hasta el año 1980 aproximadamente los ensayos y la validación de los sistemas de una aeronave debían ser realizados mediante ensayos en vuelo. Lo que suponía que encontrar una falla de diseño en esta etapa del producto un costo muy elevado. En el desarrollo de sistemas de control automático, un error de diseño podía poner en peligro la seguridad de las aeronaves de ensayo y la detección e aislación de dicha falla dependía de obtener los datos apropiados.

Si dichos datos hubieran sido obtenidos mediante una plataforma de simulación de ingeniería, no supondría ningún peligro a la seguridad, además de la gran cantidad de información que podría ser recopilada, para luego volver a correr ensayos y verificar la correcta implementación de los sistemas de control con respecto a las características de vuelo deseadas.

Una plataforma de simulación de ingeniería difiere en diferentes aspectos con respecto a un dispositivo entrenador de vuelo:

- Solo necesita componentes suficientes para realizar un determinado estudio (ítems irrelevantes pueden ser omitidos)
- No hay elementos de entrenamiento, como ser una estación de instructor.
- No hay requerimiento de calificar la plataforma para que cumpla una determinada aprobación.
- El sistema de adquisición de datos es lo más importante, la cantidad y el detalle de los datos adquiridos es mucho mayor que en un dispositivo entrenador de vuelo.

Las decisiones de diseño pueden estar basadas en el estudio del resultado de los ensayos en la plataforma de simulación de ingeniería, ya que el costo de los ensayos es significativamente menor, lo cual hace posible realizar ensayos comparativos.

2.3 Implementación de la plataforma de simulación de aeronaves no tripulada

Los principales componentes de esta plataforma son:

- Simulador de vuelo X-plane 10 (contiene el modelo de vuelo de la aeronave.)
- Mission Planner, (sistema de control terrestre y planificación de misión)
- Modulo "Ardupilot" (APM mega)
- Radio Control, Permite activar los diferentes modos de vuelo del controlador y brindar una experiencia de vuelo que replica las condiciones de vuelo de un operador.

El principio básico de la plataforma consiste en una pc en la cual se establece la comunicación entre el programa de simulación "X-Plane", el modulo "Ardupilot", y la plataforma de control terrestre "Mission planner" del siguiente modo:

Los parámetros calculados por el módulo ardupilot son enviados a X-Plane para comandar las superficies de control y el control del motor de la aeronave simulada.

Luego X-Plane calcula la nueva actitud de la aeronave y los vuelve a enviar al módulo ardupilot cerrando el sistema de retroalimentación que permite que se realicen las funciones de control automático requeridas por el controlador para poder volver a mandar los datos de las superficies de control nuevamente a X-plane repitiendo el proceso.

El programa "mission planner" actúa como una estación de seguimiento y control terrestre de la aeronave permitiendo la interfaz de control del controlador, los protocolos de comunicación entre el modulo ardupilot y X Plane, así como también nos permite cargar el correspondiente firmware del controlador al mismo y su configuración.

El radio control nos permite controlar la aeronave simulada desde el controlador, así como también inicializar los diferentes modos de vuelo que posee el controlador.

A continuación realizaremos una introducción sobre el principio de funcionamiento de estos diferentes componentes.

2.3.1. X-Plane 10

El simulador de vuelo X-Plane 10 provee modelos de vuelo muy precisos, teniendo en cuenta una característica muy importante la posibilidad de intercambiar datos con sistemas y software externos a este, dándonos una capacidad de simulación realista, así como también fue aprobado para el entrenamientos de pilotos por la "F.A.A." (Administración Federal de Aviación).

El modelo de vuelo de la aeronave es construido digitalmente según sus dimensiones físicas reales, potencia y peso entre otras características, por dicho motivo no es considerado un juego, sino que puede ser categorizado como una herramienta de ingeniería que puede ser utilizada para predecir las cualidades de vuelo de una aeronave.



Figura 4 – Visualización de las fuerzas propulsivas y de sustentación sobre las diferentes superficies sustentadoras en "X-Plane 10".

La mayoría de los otros simuladores utilizan las ecuaciones de movimiento y sus correspondientes derivativas para computar como vuela una aeronave, esta técnica en general fuerza a la nariz de la aeronave a que vuelva a una posición centrada dentro de la trayectoria de vuelo con una determinada aceleración por cada ángulo de desviación que tiene sobre la trayectoria de vuelo de la aeronave, haciendo que el uso de este tipo de computo no represente toda la evolvente de vuelo de la aeronave y sea una aproximación realmente muy simple.

En general las derivativas de estabilidad no van a tener en cuenta los efectos asimétricos de la falla de una planta motora de una aeronave, los efectos caóticos de la turbulencia, las características de la pérdida de sustentación de la aeronave y de los tirabuzones.

En resumen, las muy usadas derivativas realizan una simplificación gruesa de como una aeronave vuela. Haciendo que el diseñador de la aeronave le enseñe al simulador como realmente el avión deberá volar y comportarse, dejando que el simulador reproduzca dicha información de vuelta al usuario.

Al contrario de lo anteriormente expuesto X-Plane asimila la forma geométrica de la aeronave y después calcula como debería volar, esto lo logra a través de un proceso llamado “Teoría de Elemento de Pala” que involucra en discretizar la geometría de la aeronave en pequeños elementos y luego encontrar la fuerzas intervinientes en cada elemento a una determinada frecuencia de cálculo. Luego dichas fuerzas son convertidas en aceleraciones que luego son integradas en velocidades y posiciones.

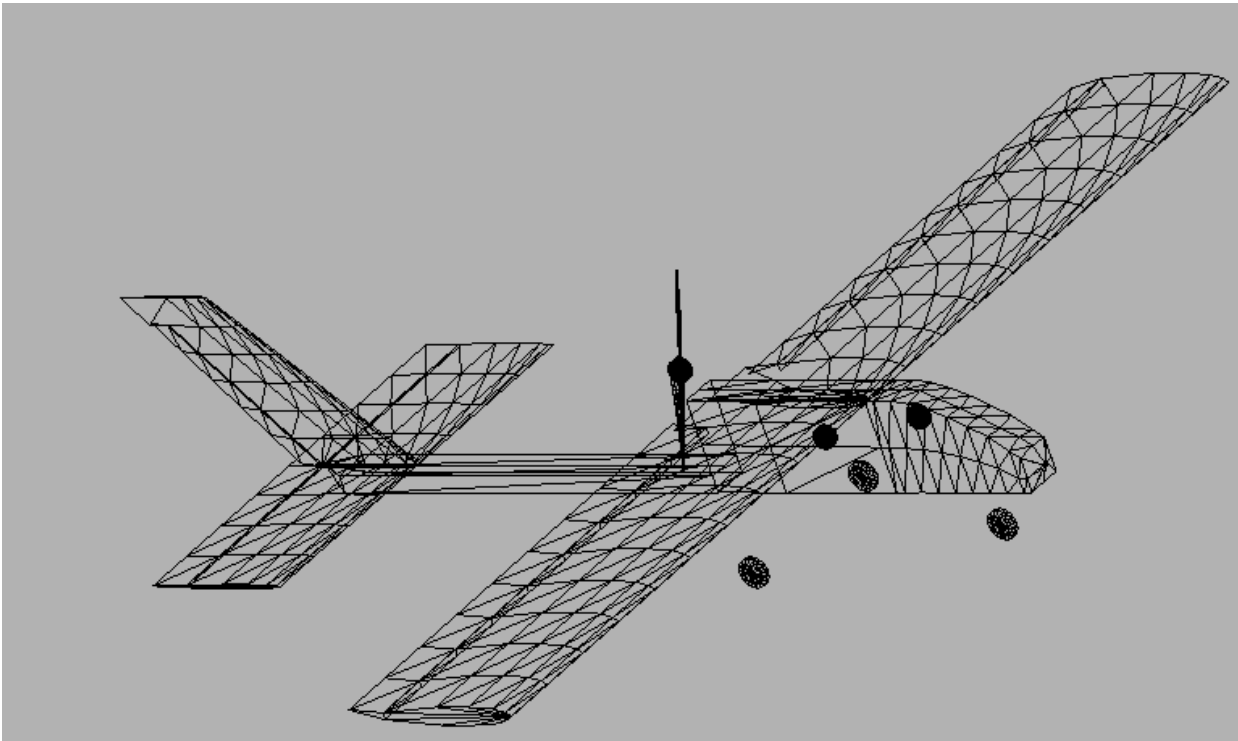


Figura 5- Discretización en paneles de la geometría de la aeronave simulada en X-Plane.

Dicho método de computo de fuerzas sobre la aeronave es mucho más detallado y flexible que los otros modelos de vuelo utilizados por otros simuladores de vuelo, permitiéndole a “X-Plane” predecir eficientemente las performances y cualidades de vuelo de una aeronave con una determinada geometría.

También posee una importante función esencial para la plataforma de ensayos que es la capacidad del envío y recepción de paquetes de datos de otros programas o dispositivos, utilizando el protocolo UDP. En nuestro caso el controlador envía los paquetes de datos a “Mission Planner” por el protocolo USB quien luego los transfiere a través de protocolo UDP a “X-Plane” y viceversa, logrando así establecer el control entre el controlador Ardupilot y X-Plane.

UDP “User Data Protocol” es un modelo de transmisión de datos simples sin garantizar la confiabilidad, el orden y la integridad de los datos, lo que puede generar que los paquetes de datos lleguen desordenados, aparezcan duplicados o se pierdan en la transmisión.

De dicha forma UDP logra aumentar la velocidad de la transmisión de los paquetes, para aplicaciones que sean dependientes del tiempo como esta plataforma es preferible usar el protocolo UDP ya que es preferible perder paquetes de datos que esperar a que los mismos lleguen ya que esto no es una opción en sistemas de ejecución en tiempo real.

Ya que la Velocidad del protocolo UDP se vuelve un factor dominante en la plataforma de ensayos, “Mission Planner” , “X-Plane” , el controlador “Ardupilot” , y el radio control deben lograr que se realice un sincronismo de los comandos lo suficientemente rápido para lograr el procesamiento de datos y las respuestas del sistema.

“X-plane” es capaz de enviar o recibir hasta 99.9 paquetes por segundos vía protocolo “UDP”. Cada paquete está configurado para contener parámetros de la aeronave simulada en cuestión que son seleccionados en la interfaz de selección entrada o salidas de datos.

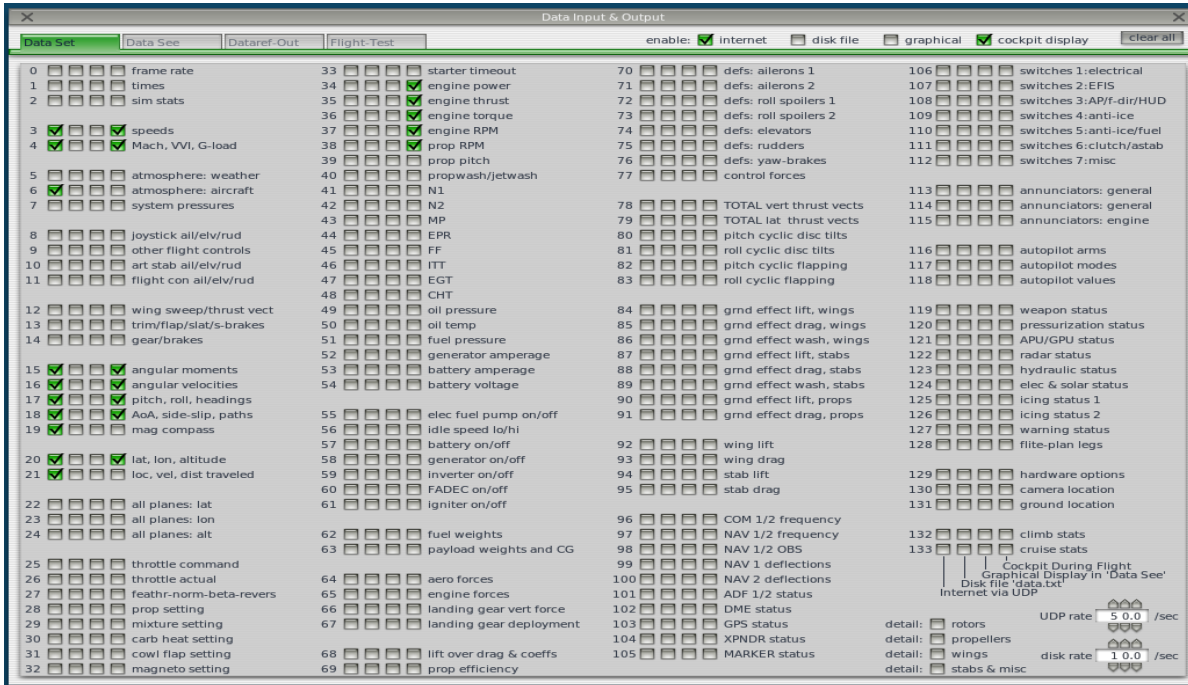


Figura 6 –interfaz de selección de entrada y salida de datos X-plane 10.

2.3.2 Mission Planner

“Mission planner” es una estación de control terrestre para aeronaves, helicópteros y drones terrestres no tripulados, que sirve para realizar la configuración del hardware o servir como un suplemento dinámico de control para un vehículo autónomo.

Siendo un software gratuito de fuente libre (“Open Source”), y mejorado a través de aporte comunitarios, inicialmente fue desarrollado por Michael Osborne para el proyecto open source APM Autopilot.

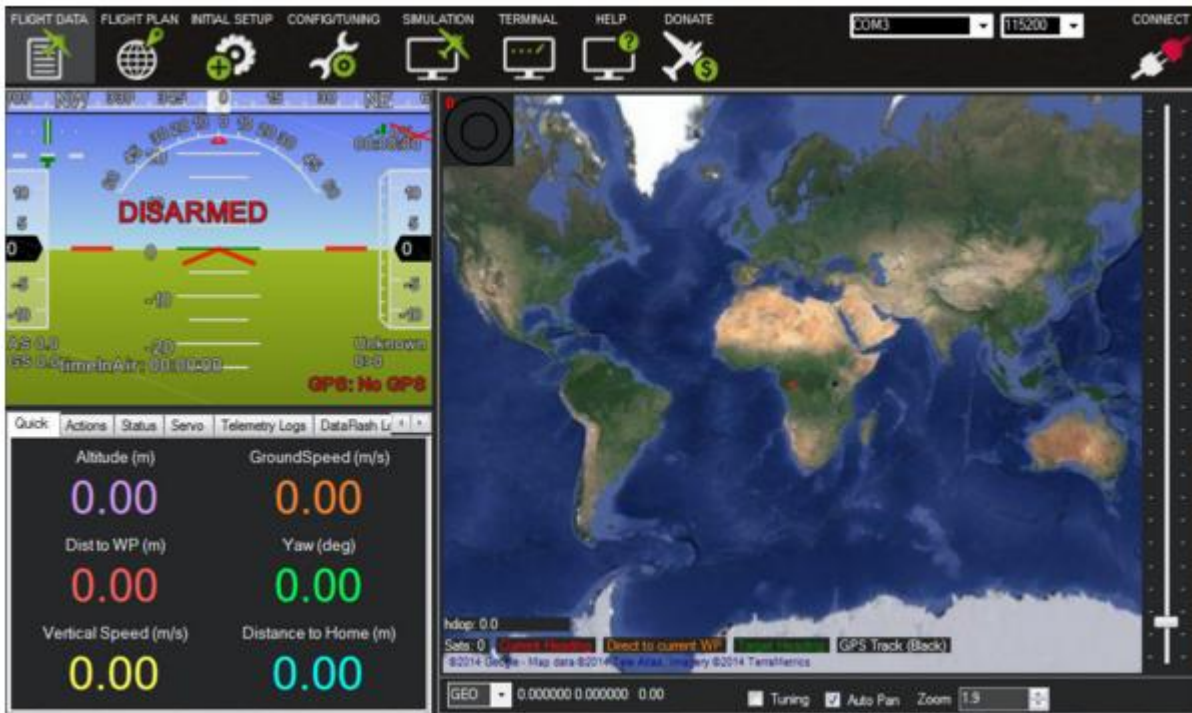


Figura 7- Pantalla de control de misión del software “Mission Planner”

Alguna de las principales características del software son que:

- Permite la carga del software o firmware al hardware controlador del vehículo, en nuestro caso es un modulo APM mega 2.5 Ardupilot.
- realiza la configuración y ajustes del controlador para lograr optimas performances
- planear, grabar y cargar una misione autónomas al hardware controlador del vehículo.
- Descargar, grabar y analizar los datos obtenidos por el autopiloto.
- Nos permite gestionar la interfaz con sistemas de simulación e ingeniería para crear una plataforma de simulación “Hardware in the loop” .
- Permite adquirir datos a través hardware de telemetría dejándonos monitorear el estatus del vehículo mientras opera, grabar información de telemetría en forma mucho más precisa que la información grabada en el vehículo,
- operar el vehículo en modo “F.P.V.” (first person view)

2.3.3 Modulo APM 2.5 “Ardupilot Mega”

El módulo APM 2.5 Ardupilot es la placa controladora del piloto automático, la misma consiste en un procesador central que analiza entrada de datos de diferentes sensores analógicos y digitales que corre el piloto automático.

Basada en la familia de controladores Arduino Mega, la cual permite a cualquier vehículo RC convertirse en autónomo, siendo capaz de realizar estabilización autónoma y navegación GPS permitiendo seguir puntos de misión preestablecidos, así como también manejar una cámara, logrando manejar hasta 8 canales RC con modulación por pulso, y 4 puertos seriales.



Figura 8-Modulo “APM 2.5 Ardupilot”

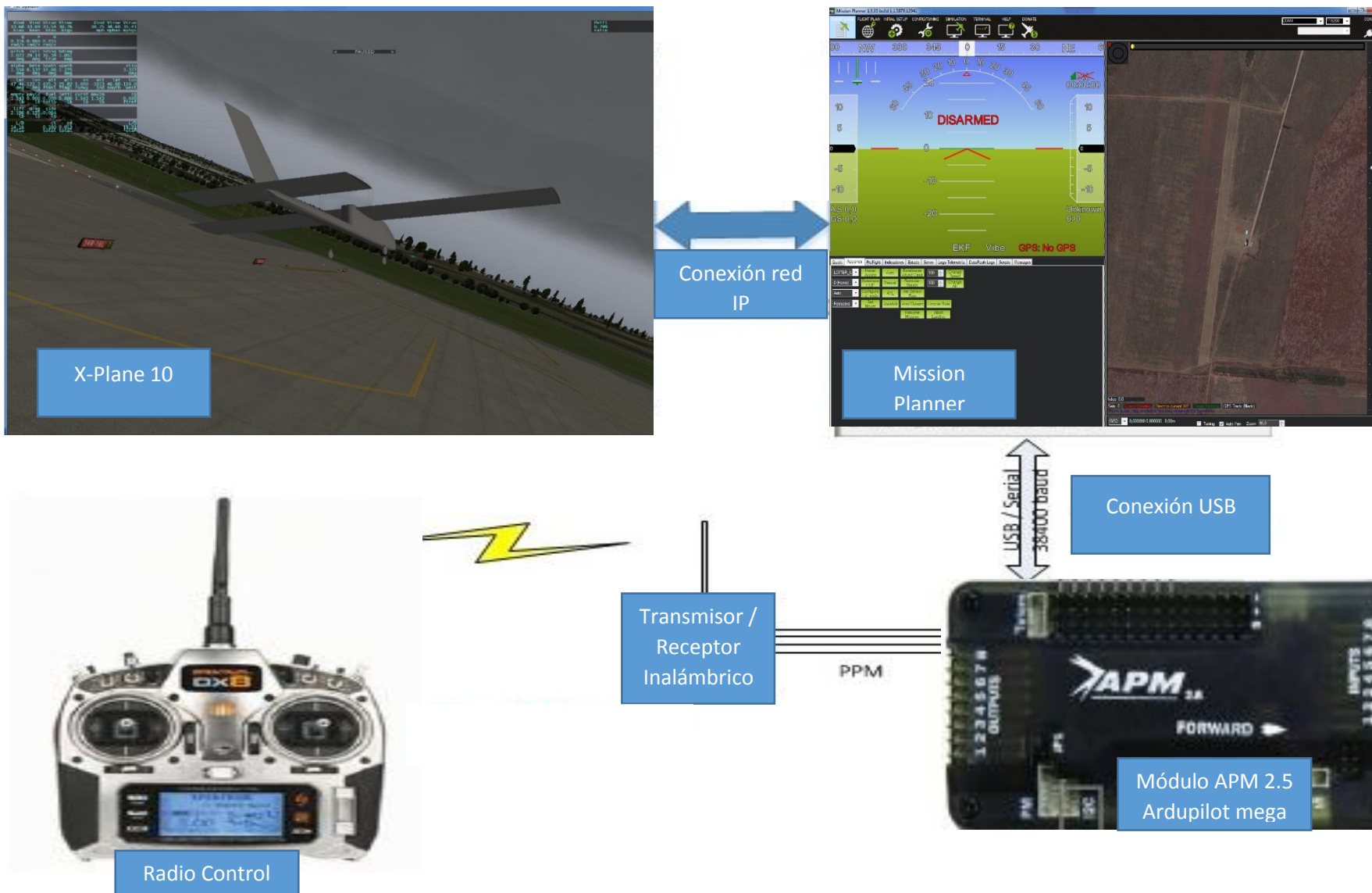
Características generales de la placa:

- giroscopio en 3 ejes.
- Acelerómetro en 3 ejes.
- Magnetómetro en 3 ejes.
- Sensor de presión barométrica para obtener altitud de vuelo.
- Módulo de GPS de 10 o 5 Hz.
- 4 Mb de memoria para la grabación de datos.
- Posee un procesador anti falla, que permite que ante perdida de recepción de radio o de telemetría vuelve a la zona pre configurada como casa
- Sensor de Velocidad Indicada (IAS – indicated airspeed)
- Posee capacidad para realizar funciones de telemetría y control remoto con una estación terrestre mediante la conexión de un módulo separado de telemetría.

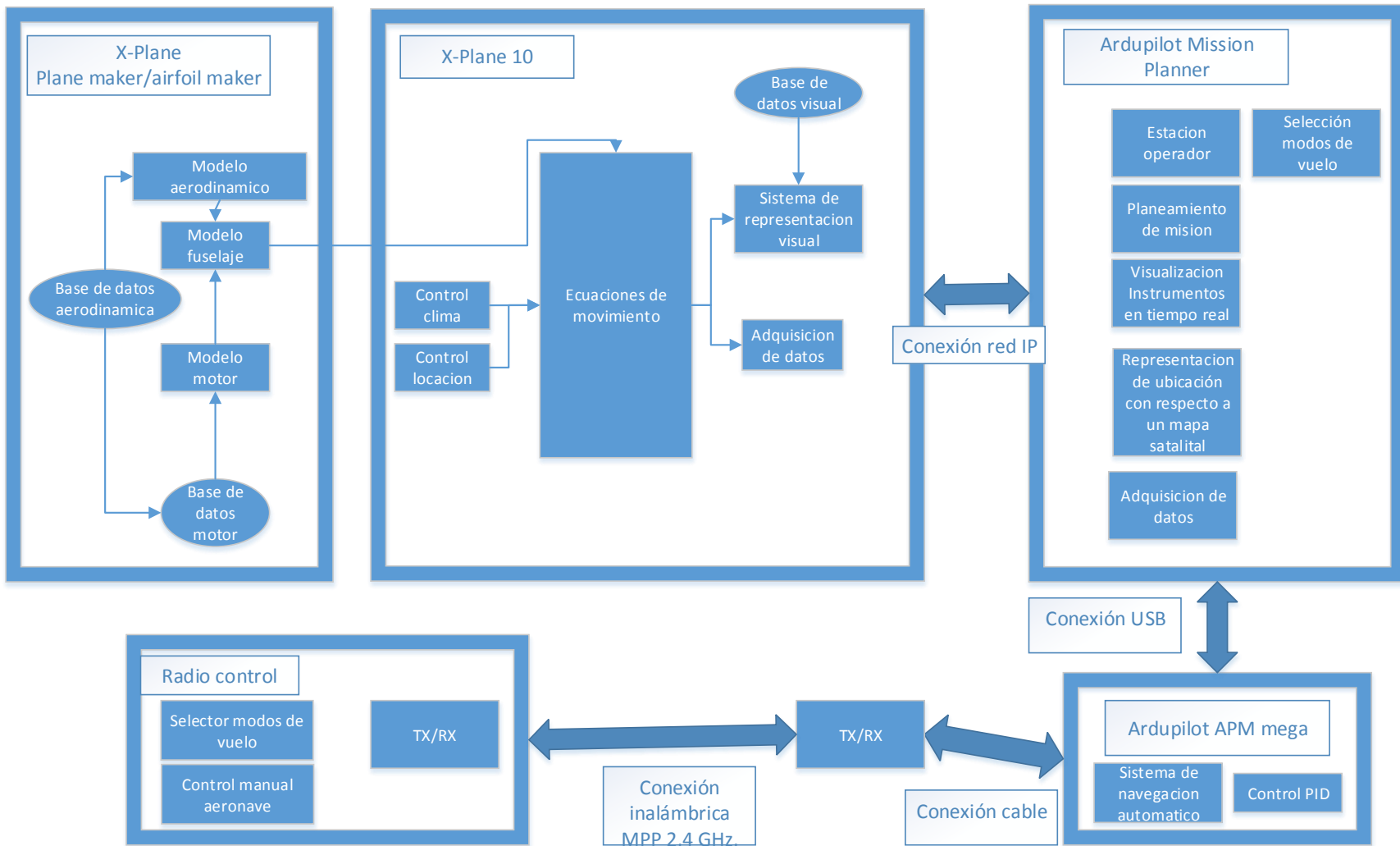
2.3.4. Arquitectura de la plataforma de ensayos

En las siguientes páginas se podrá apreciar la arquitectura de funcionamiento de la plataforma, tanto “Front End” que es aquella que ve el usuario de la plataforma a la hora de su uso, como la arquitectura “Back End” que es aquella usada en el ámbito de desarrollo para lograr analizar el funcionamiento de la aeronave, junto con sus diferentes subsistemas, la forma en la que está realizada la lógica de programación a grandes rasgos y la forma en la que se comunican los diferentes programas que forman la plataforma.

2.3.4.1 Arquitectura "Front End" de la plataforma de simulación.



2.3.4.2 Arquitectura "Back End" de la plataforma de simulación.



3. Descripción de la aeronave simulada

Aeronave de pequeñas dimensiones de bajo peso (0,790 Kg) construida en base a madera balsa y telgopor la cual nos brinda una capacidad de despegue y aterrizaje en zona semi preparadas de pasto o tierra consolidada, sin tren de aterrizaje.



Figura 10 –fotografía de la aeronave real

Características generales:

Motor tipo:

Eléctrico paso fijo
 Potencia (w): 210
 Wmax (kg):0.790
 Wvacío (kg):0.790

Performance

Vmax (km/h): 73,3
 Vcr (km/h): 52,4
 Vs (km/h): 23,01

Fuselage:

Long total (m): 0,850
 Altura total (m):0.27
 Ancho fus. (m):0,05
 Tipo tren: sin tren
 Diam. Hélice (m): 0.2032

Características del ala:

Superficie (m²): 0,221
 Envergadura (m): 1,2
 Alargamiento: 6,522
 Cuerda raíz (m): 0,184
 Cuerda puntera (m): 0,184
 Perfil alar: Clark Y
 Flecha: 0°
 Calaje: 0°
 Alabeo: 0°
 Diedro: 0°
 Incidencia: 0°

Empenaje horizontal

Superficie eh (m²): 0,07
 S prof. (m²):
 b eh (m): 0,46
 Lambda eh: 0
 Cr eh (m): 0,15
 Cp eh (m):0,15
 Perfil: Naca 0003

Empenaje Vertical

Superficie ev (m²): 0,03
 S timón (m²):0,005432
 Envergadura eh (m):0,25
 Cuerda raíz ev (m):0,20
 Cuerda puntera ev (m):0,15
 Perfil: Naca 0003

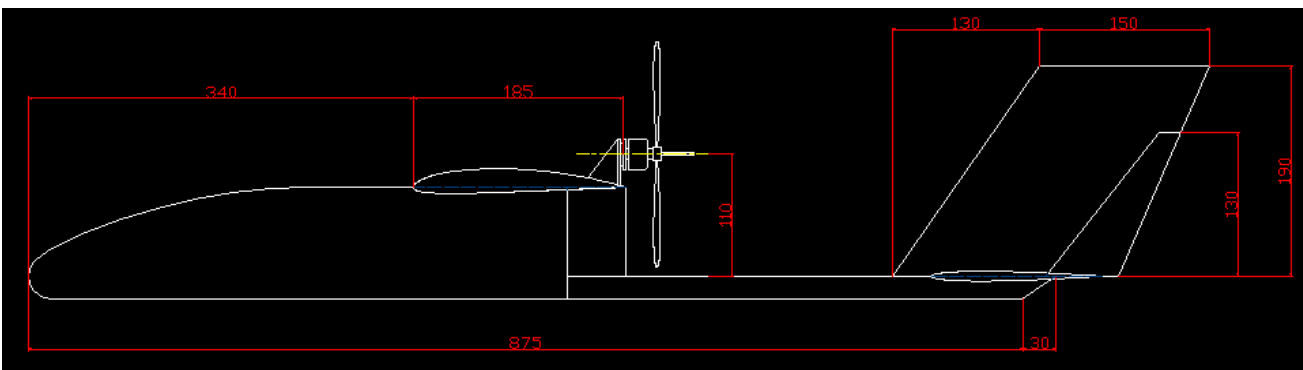


Figura 11 – Vista lateral derecha aeronave simulada.

3.1 Configuración de la aeronave:

Planta propulsora:

Se usa una planta propulsora eléctrica de hélice paso fijo debido a su bajo costo, y su alta eficiencia eléctrica, brindándonos un bajo costo de funcionamiento, mientras que el Centro de gravedad de la aeronave no se ve afectado por el consumo del combustible. Permitiéndonos de dicha manera realizar ajustes más precisos sobre el piloto automático de la aeronave.

Marca: "Turnigy"
 Modelo: L2210 (Bell)
 RPM: 1400kv
 Corriente máxima: 24A
 Corriente sin carga: 1A
 Potencia máxima: 210W
 Peso: 50g (incluyendo conectores)
 Diámetro del eje: 3mm
 Diámetro: 28 mm
 Diámetro del Eje 3mm
 Tracción máxima: 0,880 kg
 Hélice utilizada: 8"
 Paso de hélice: 3,8°



Figura 12- Planta Propulsora Turnigy L2210

Carga alar

$$\frac{M_{tow}}{S_w} = \frac{0,790 \text{ Kgf}}{0,221 \text{ m}^2} = 3,57 \frac{\text{Kgf}}{\text{m}^2}$$

A modo comparativo podemos observar en la siguiente figura valores típicos de Cargas alares de diferentes aeronaves

Tipo de avión	$(W/S)_{T0}$ (lb/ft^2)
1. Homebuilts	5 – 15
2. Un motor a hélice	10 – 25
3. Bimotor a hélice	20 – 45
4. Agricultor	15 – 30
5. Jet Ejecutivo	40 – 80
6. Turboprop Regional	30 – 55
7. Jet de Transporte	80 – 120
8. Trainer Militar (hélice / jet)	20 – 40 / 40 – 80
9. Avión de Combate (hélice / jet)	40 – 70 / 70 – 140
10. Patrulla, Bombardero, Transporte Mil	70 – 120
11. Anfibios (Flotador / hélice / jet)	50 – 90 / 30 – 60 / 20 – 50
12. Aeronaves crucero supersónico	80 – 120

Tabla 1 –Valores típicos de Carga Alar de despegue.

Teniendo en cuenta que se trata de una aeronave de dimensiones pequeña y bajo peso, se puede decir que el valor obtenido es aceptable, en donde a continuación veremos los efectos de la carga alar sobre las diferentes características de la aeronave:

Efecto sobre :	W/S alto	W/S bajo
Velocidad de Pérdida	Alto	Bajo
Pista de aterrizaje / despegue	Larga	Corta
Relación max. L/D	Alto	Bajo
Maniobrabilidad en turbulencia	Buena	Mala
Peso	Bajo	Alto

Tabla 2 –Tabla comparativa de Efectos de la carga alar

3.2 Calculo de la posición del centro de gravedad de la aeronave:

Se propone una distribución de los elementos principales dentro de la aeronave para aproximar la posición del centro de gravedad.

En este cálculo se asumen algunas simplificaciones:

-Se determina el centro de gravedad del fuselaje como el centroide de su figura Geométrica. Esto no considera los diferentes puntos de concentración de masa en la Estructura del mismo, Para nuestro caso el fuselaje ya tenía incluido:

- motor eléctrico.
- Hélice.
- Empenaje vertical y horizontal.
- 2 Servos.
- Variador de tensión.
- Radio Modem Telemetría.
- Regulador de Tensión.
- Sistema anemométrico.

-El centro de gravedad del plano sustentador se toman al 30% de sus Respectivas cuerdas medias aerodinámicas (M.A.C.). Esto puede variar en la realidad, Dependiendo, fundamentalmente, del método constructivo utilizado.

-Los centros de gravedad del sistema eléctrico, instrumentos y equipos y comandos de vuelo fueron estimados teniendo en cuenta la posición y los pesos aproximados de cada uno. Cabe aclarar que su determinación más precisa se hace dificultosa y no afecta significativamente en el cálculo del centro de gravedad del avión.

A continuación se muestran las planillas de centraje y balanceo en vuelo.

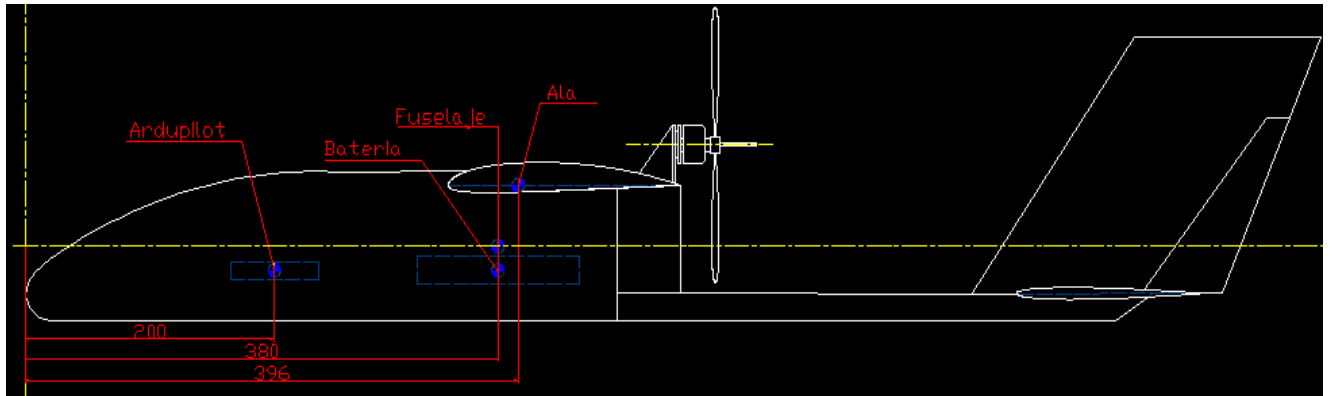


Figura 13 –Centro de gravedad componentes según eje X

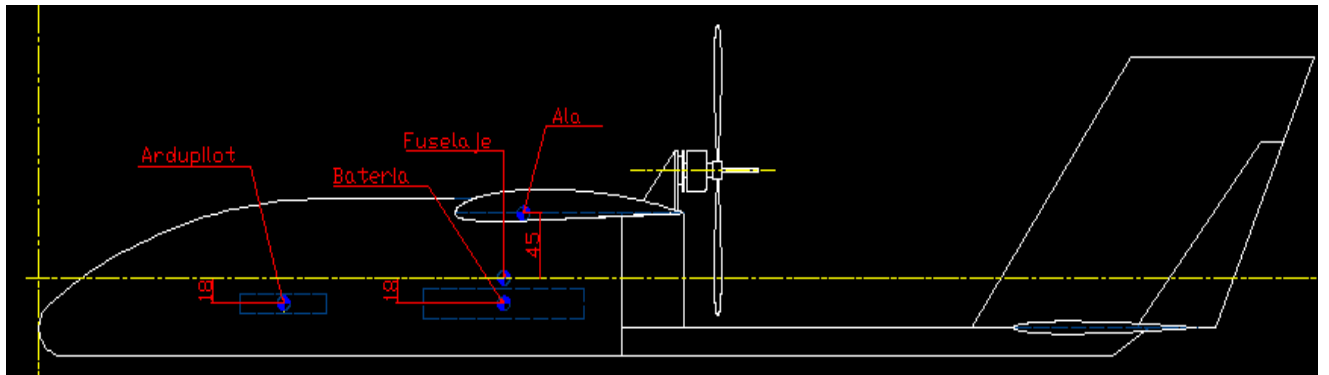


Figura 14–Centro de gravedad componentes según eje Z

La posición del centro de gravedad se determina según

$$x_{CG} = \frac{\sum W_i \cdot x_i}{\sum W_i} \qquad z_{CG} = \frac{\sum W_i \cdot z_i}{\sum W_i}$$

Peso y Centraje							
ELEMENTO	CONTRIBUCION [%]	Δw [Kg]	x[m]	z[m]	ΔW.x	ΔW.z	
1 fuselaje	49,36708861	0,39	0,38	0	0,1482	0	
2 ala	17,08860759	0,135	0,396	0,045	0,05346	0,006075	
3 ardupilot	11,39240506	0,09	0,2	-0,018	0,018	-0,00162	
4 bateria	22,15189873	0,175	0,38	-0,018	0,0665	-0,00315	
Σ	100	0,79			0,28616	0,001305	
		xcg=	0,362228		xcg_le	0,02222785	
		zcg=	0,001652		xcg%CAM	11,8865498	

Tabla 3-Tabla de Peso y Centraje de la aeronave

El centro de gravedad para el peso de la aeronave está ubicado en la posición mostrada el siguiente croquis:

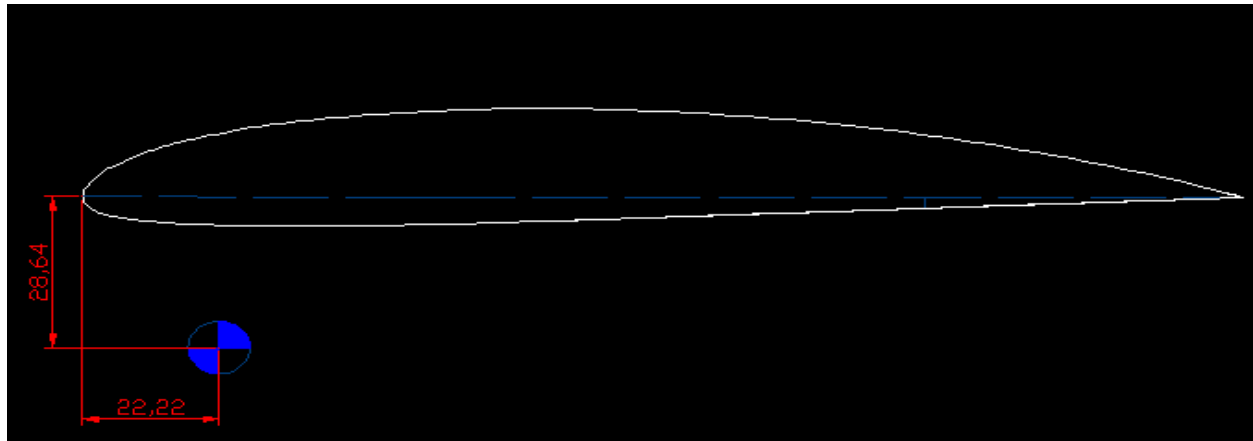


Figura 15: Centro de Gravedad de la aeronave en función de la Cuerda Media Aerodinámica.

3.3 Cálculo y obtención del Diagrama V-n

Las cargas externas que actúan sobre la aeronave a ensayar deben ser determinadas. Entre ellas, las de despegue, vuelo y aterrizaje.

Las solicitaciones sobre una estructura aeronáutica son muchas. De acuerdo a cada Situación, las cargas esperables son:

- Cargas aerodinámicas (distribuidas): por maniobras y ráfagas.
- Cargas en la superficie (puntuales): despegue y aterrizaje.
- Cargas debidas a planta de poder (puntuales): empuje, tracción, torsión.
- Cargas especiales: izado del avión, arrastre, presurización.

Las autoridades aeronáuticas de cada país, tanto civiles como militares, establecen reglamentos que especifican las condiciones a que se deben ajustar los proyectos de los diferentes tipos de aeronaves. Estos requisitos son producto de una larga experiencia en operación y apuntan a aumentar la seguridad del vuelo o a obtener mejores desempeños.

Para el caso de las cargas aerodinámicas, comprendiendo éstas las de maniobra (controladas) y las de ráfaga (no controladas), el requisito establece la definición de una envolvente de vuelo que engloba todas las situaciones que la aeronave pueda encontrar en el aire. En ella se deben considerar todas las alturas en que la misma puede operar, velocidades, pesos y aceleraciones posibles. En función de estos valores se elabora el diagrama V-n.

El avión en ciertas maniobras (reestablecida, giro, etc.) tiene que ser capaz de generar una sustentación igual a n veces el peso: $L = n \cdot W$ debiendo la estructura del avión soportar dichos esfuerzos. Por otro lado, las fuerzas que se generan en el avión son proporcionales al cuadrado de la velocidad. En definitiva, se demuestra que los esfuerzos a que se ve sometido el avión son proporcionales al factor de carga n y al cuadrado de la velocidad.

Para la obtención de un modelo de vuelo correcto se necesita que la estructura tenga la resistencia suficiente para soportar cualquier combinación de velocidad y factor de carga dentro del diagrama V-n, para toda la gama de pesos, entre los pesos mínimo y máximo de cálculo, ya que pudiera ocurrir alguna condición en la que, con pesos pequeños, el comportamiento desde el punto de vista estructural sea peor que con grandes pesos.

Velocidades de cálculo para el avión

V_a : Velocidad de cálculo de maniobra

V_s : Velocidad de pérdida.

V_D : Velocidad de cálculo de picada.

V_C : Velocidad de cálculo de crucero

Cálculo de velocidades y factores de carga

Se calculan las velocidades y los respectivos factores de carga para esta condición, ya que se espera que sea la condición más desfavorable durante el vuelo del avión.

Velocidad de crucero:

$$M_{Tow} = W = 0,790 \text{ Kg}$$

$$S_W = 0,221 \text{ m}^2$$

$$V_C = 27,7 \sqrt{\frac{W}{S_W}} = 52,4 \frac{\text{Km}}{\text{h}}$$

Velocidad de picada:

$$V_D = 1,4 \cdot V_C = 73,3 \frac{\text{Km}}{\text{h}}$$

Velocidad de pérdida:

$$C_{lmax} = 1,4$$

$$\rho_0 = 1,225 \frac{\text{Kg}}{\text{m}^3}$$

$$g = 9,80665 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$$

$$V_s = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{C_{lmax} \cdot \rho_0 \cdot S_W}} = 6,39 \frac{m}{s} = 23,01 \frac{Km}{h}$$

Factor de carga máximo positivo de diseño

$$n_{max} = 2,1 + \frac{10872}{W + 4530} = 4,5 > 3.8$$

$$n_{max} = 3.8$$

Velocidad de maniobra mínima:

$$V_A = V_s \cdot \sqrt{n_{max}} = 44.85 \frac{Km}{h}$$

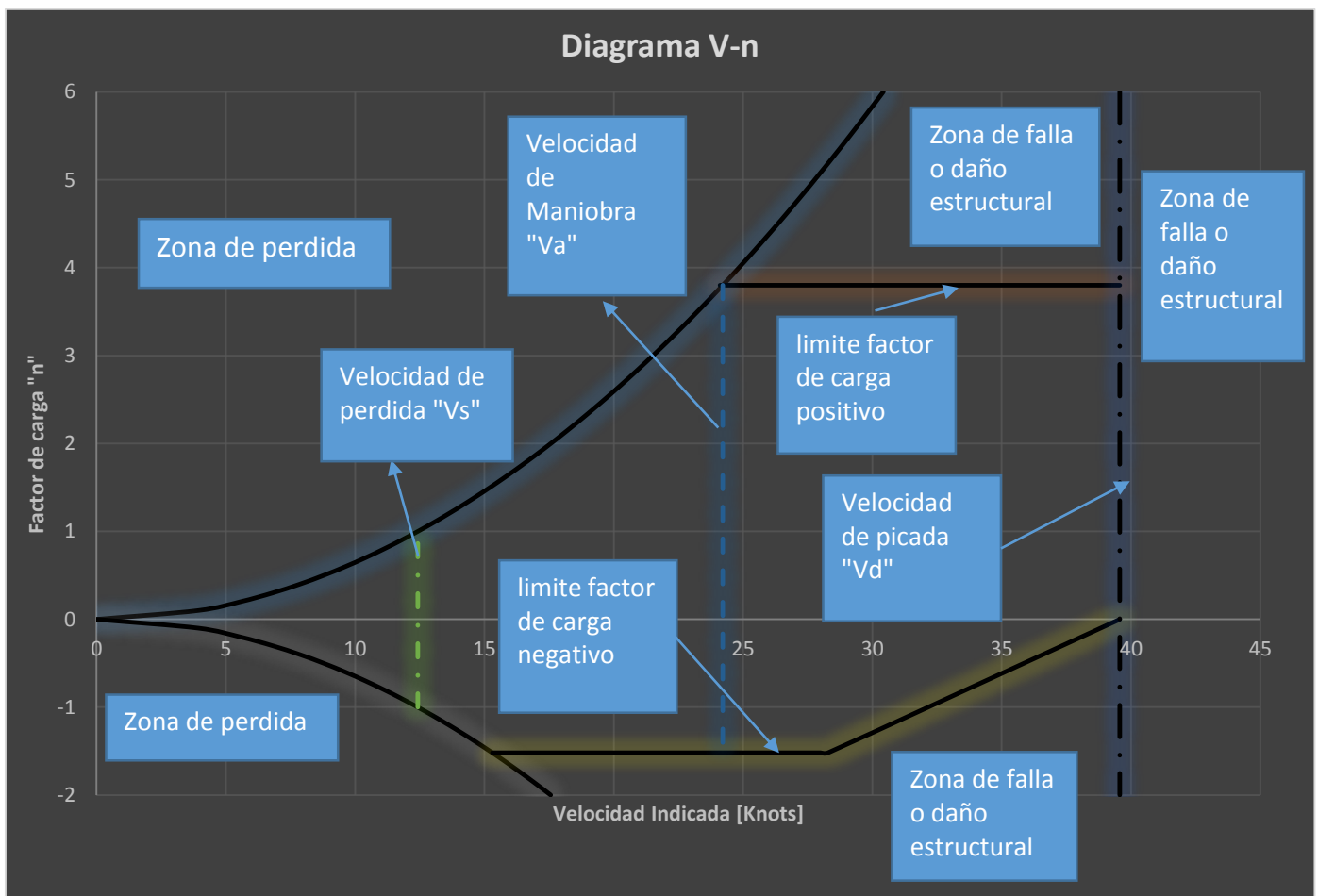


Figura 16 – Diagrama V-n de la aeronave no tripulada

Factor de carga mínimo de diseño:

$$n_{min} = -0,4 \cdot n_{max} = -1.52$$

Factor de carga máxima por ráfaga en crucero (en gral se tiene en cuenta que $W=M_{tow}$)

$$U_{V < V_C} = \pm 9,144 \frac{m}{s} \quad \text{Velocidad de ráfaga para } V < V_C$$

$$U_{V < V_D} = \pm 4,572 \frac{m}{s} \quad \text{Velocidad de ráfaga para } V < V_D$$

$$\mu_g = \frac{2 \cdot \frac{W}{S_W}}{\rho_0 \cdot MAC \cdot a \cdot g} \quad \text{Velocidad máxima que aparece en la ráfaga.}$$

$$k_g = \frac{0,88 \cdot \mu_g}{5,3 + \mu_g} \quad \text{Factor de atenuación de ráfagas.}$$

$$n_g = 1 \pm \frac{k_g \cdot U \cdot a}{57,8 \cdot \frac{W}{S_W}}$$

Factor de carga mínimo por ráfaga en crucero:

$$a = 0,72 = 4 \quad (\text{en radianes})$$

$$Mac = 0.184$$

$$\mu_g = 7,92$$

$$k_g = \frac{0,88 \cdot \mu_g}{5,3 + \mu_g} = 0.5274$$

$$n_{gc} = 1 + \frac{k_g \cdot U \cdot a \cdot \rho_0 \cdot V_C}{2 \cdot \frac{W}{S_W}} = 5,88$$

$$n_{gc} = 1 - \frac{k_g \cdot U \cdot a \cdot \rho_0 \cdot V_C}{2 \cdot \frac{W}{S_W}} = -3,88$$

Factor de carga mínimo por ráfaga en Picada:

$$a = 0,72 = 4 \quad (\text{en radianes})$$

$$mac = 0.184$$

$$\mu_g = 7,92$$

$$k_g = \frac{0,88 \cdot \mu_g}{5,3 + \mu_g} = 0.5274$$

$$n_{gc} = 1 + \frac{k_g \cdot U \cdot a \cdot \rho_0 \cdot V_C}{2 \cdot \frac{W}{S_W}} = 4,42$$

$$n_{gc} = 1 - \frac{k_g \cdot U \cdot a \cdot \rho_0 \cdot Vc}{2 \cdot \frac{W}{S_W}} = -2,42$$

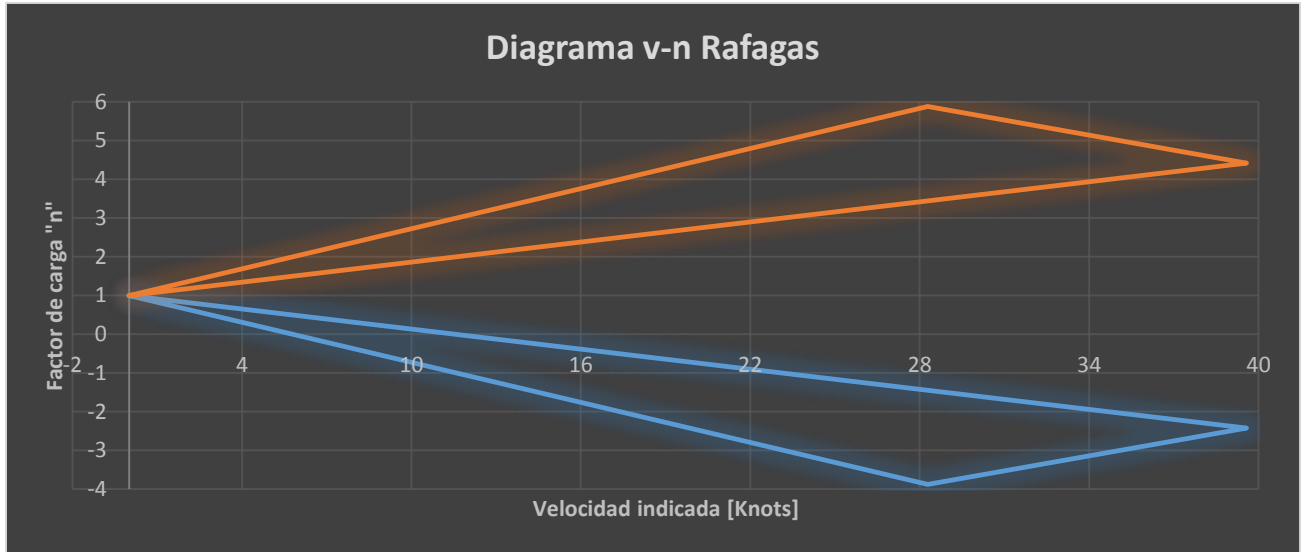


Figura 17-Diagrama V-n ráfagas

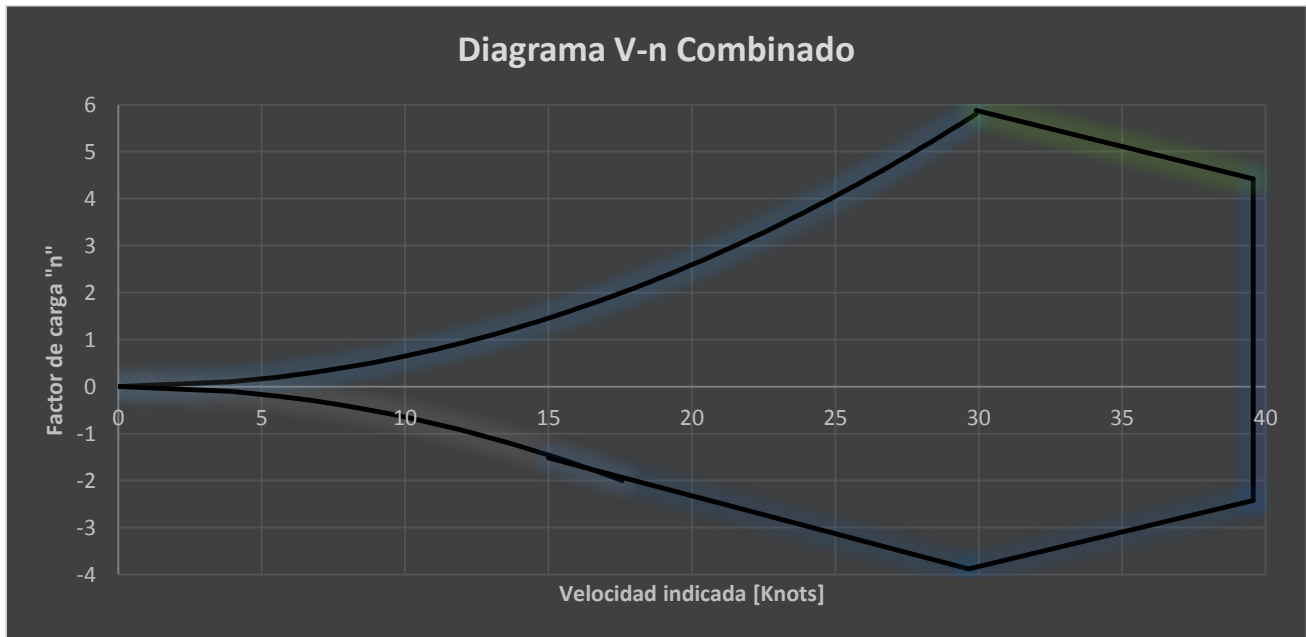


Figura 18-Diagrama V-n Combinado

3.4 Determinación de las características aerodinámicas principales

Para determinar las características aerodinámicas principales se realizaron un pequeño estudio primero de los perfiles aerodinámicos que conforman la aeronave en el programa XFLR5 en forma bidimensional, variando el ángulo de ataque de $+20^\circ$ a -20° y en un rango de velocidades de 50000 Re a 500000 Re.

Perfil Aerodinámico ala: clark Y

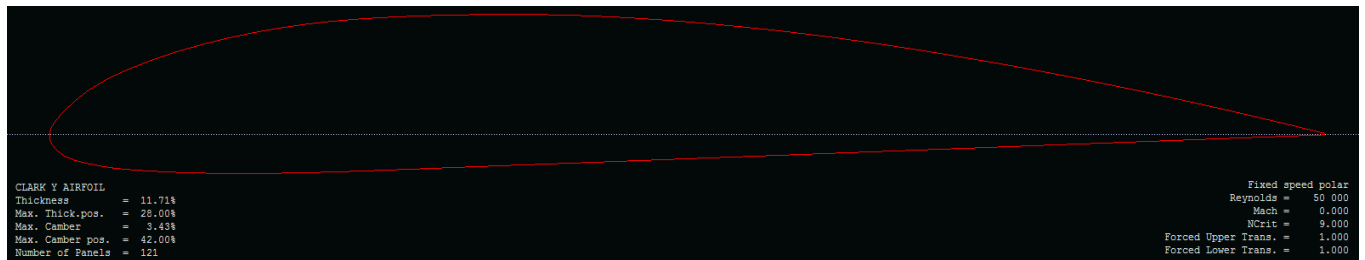


Figura 19-Perfil aerodinámico Clark Y-representado en el software XFLR5.

Polares obtenidas en el software xflr5 para el perfil Clark Y

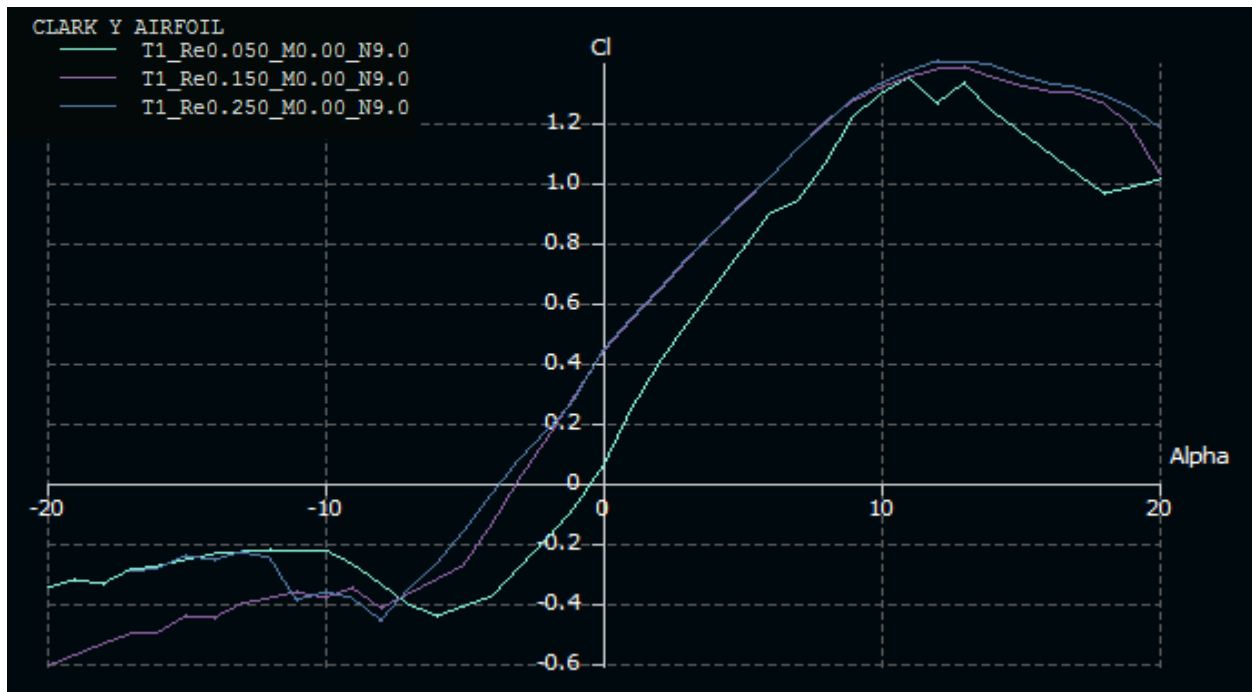


Figura 20-representación del coeficiente de sustentación en función del Ángulo de ataque- representado en el software XFLR5

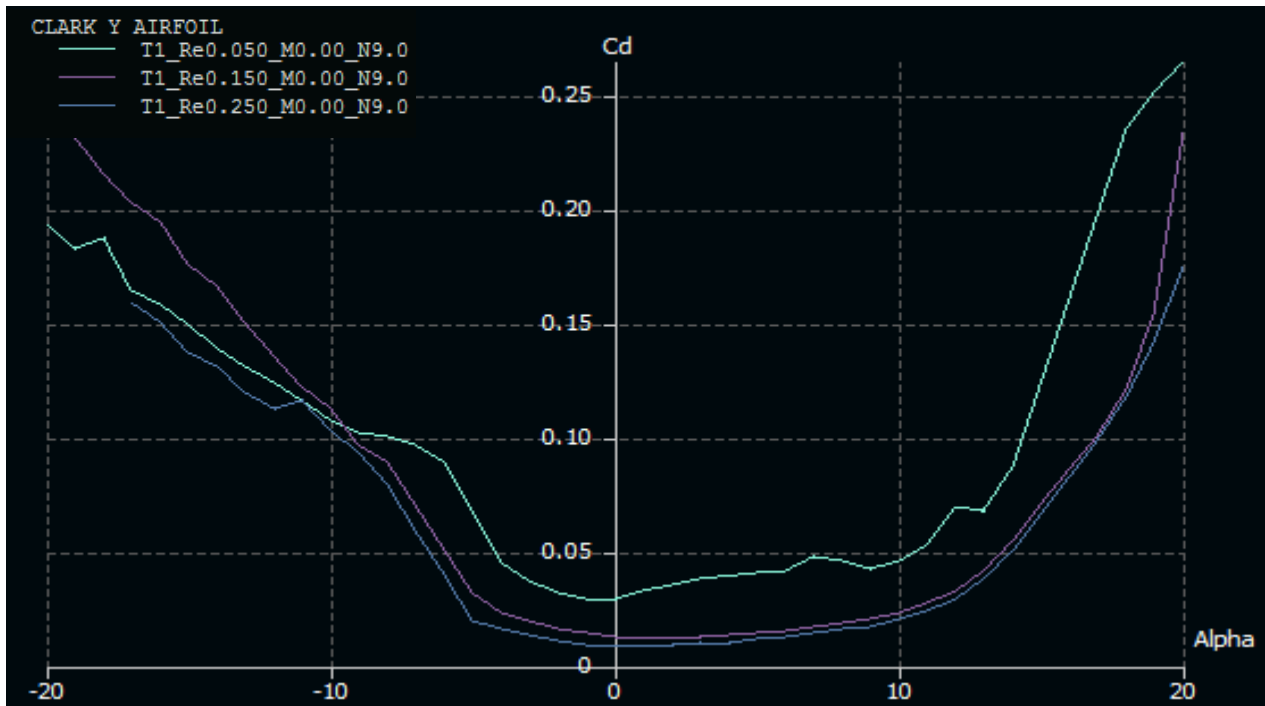


Figura 21-representacion del coeficiente de resistencia en función del Angulo de ataque- representado en el software XFLR5

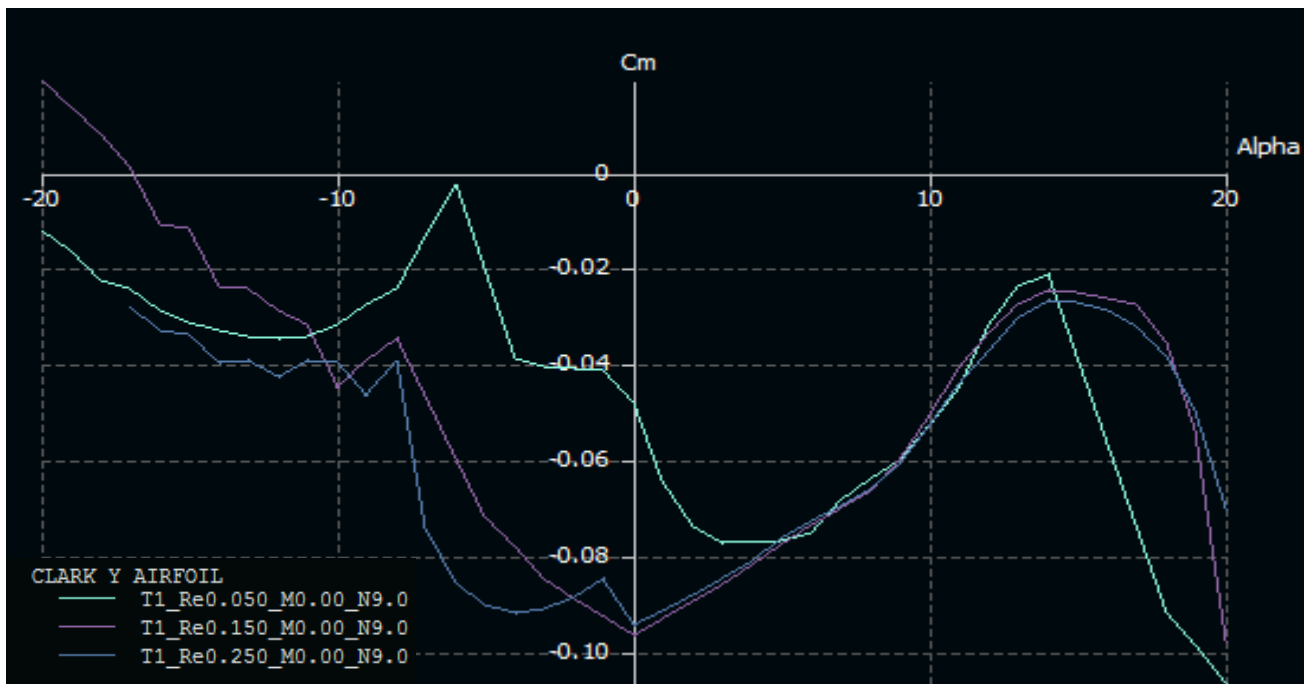


Figura 22-representacion del coeficiente de momento en función del Angulo de ataque- representado en el software XFLR5

Perfil aerodinámico empenaje vertical y horizontal NACA 0003

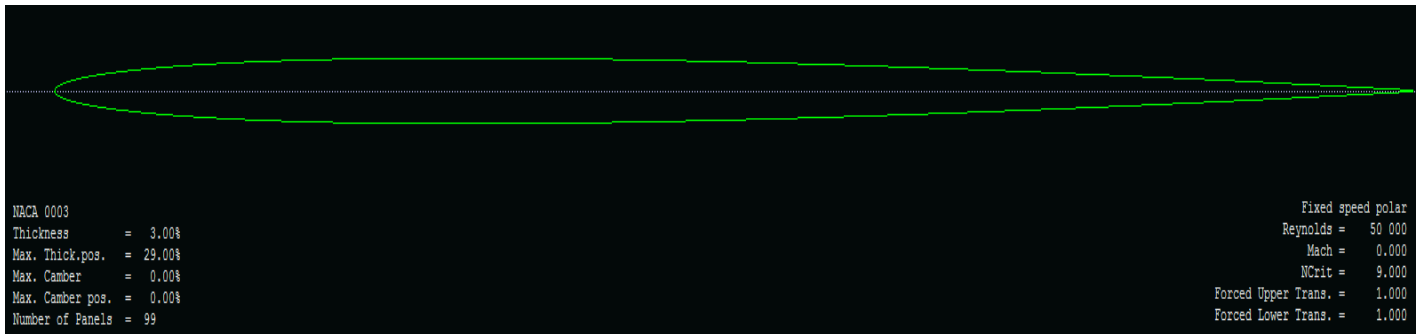


Figura 23-Perfil aerodinámico Naca 0003 -representado en el software XFLR5.

Polares obtenidas en el software xflr5 para el perfil Clark Y

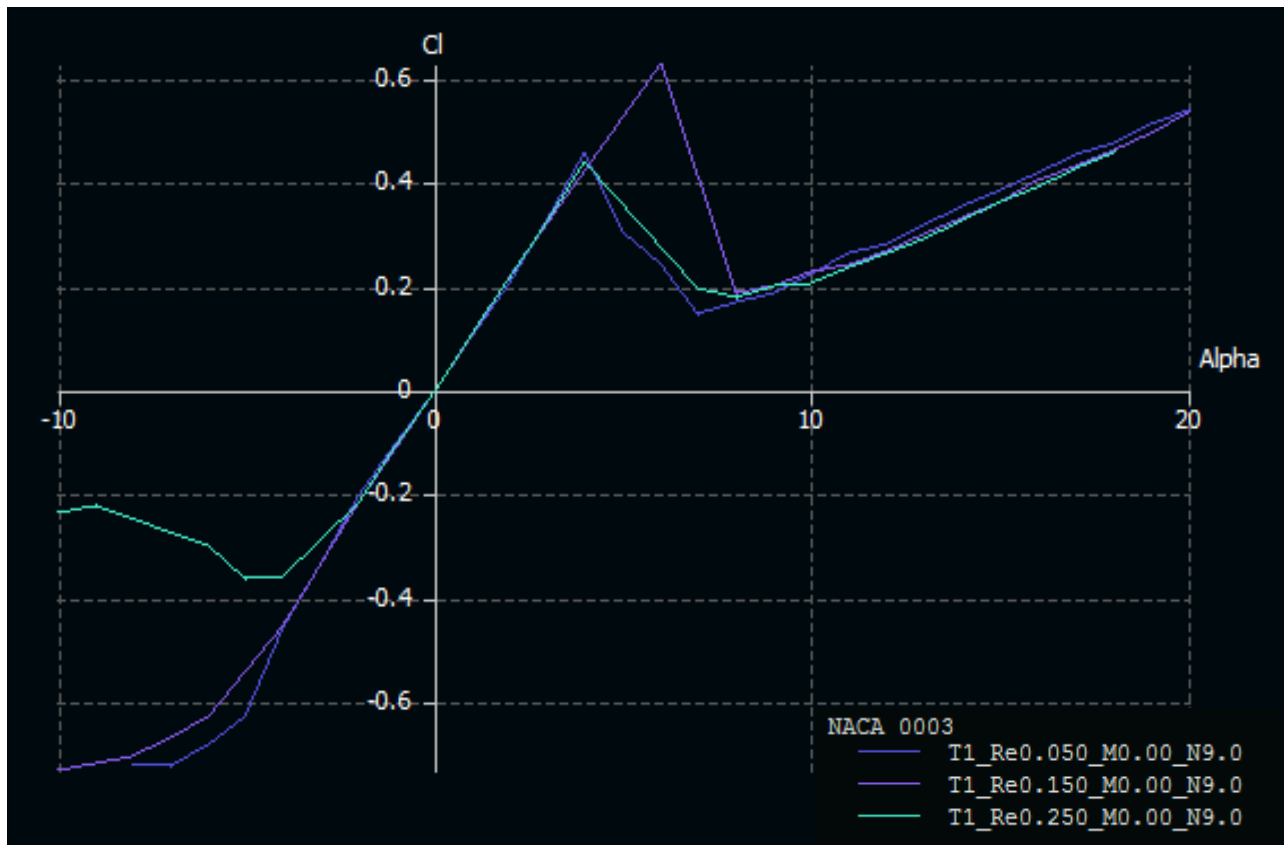


Figura 24-Curva de coeficiente de sustentación en función del Angulo de ataque- representado en el software XFLR5

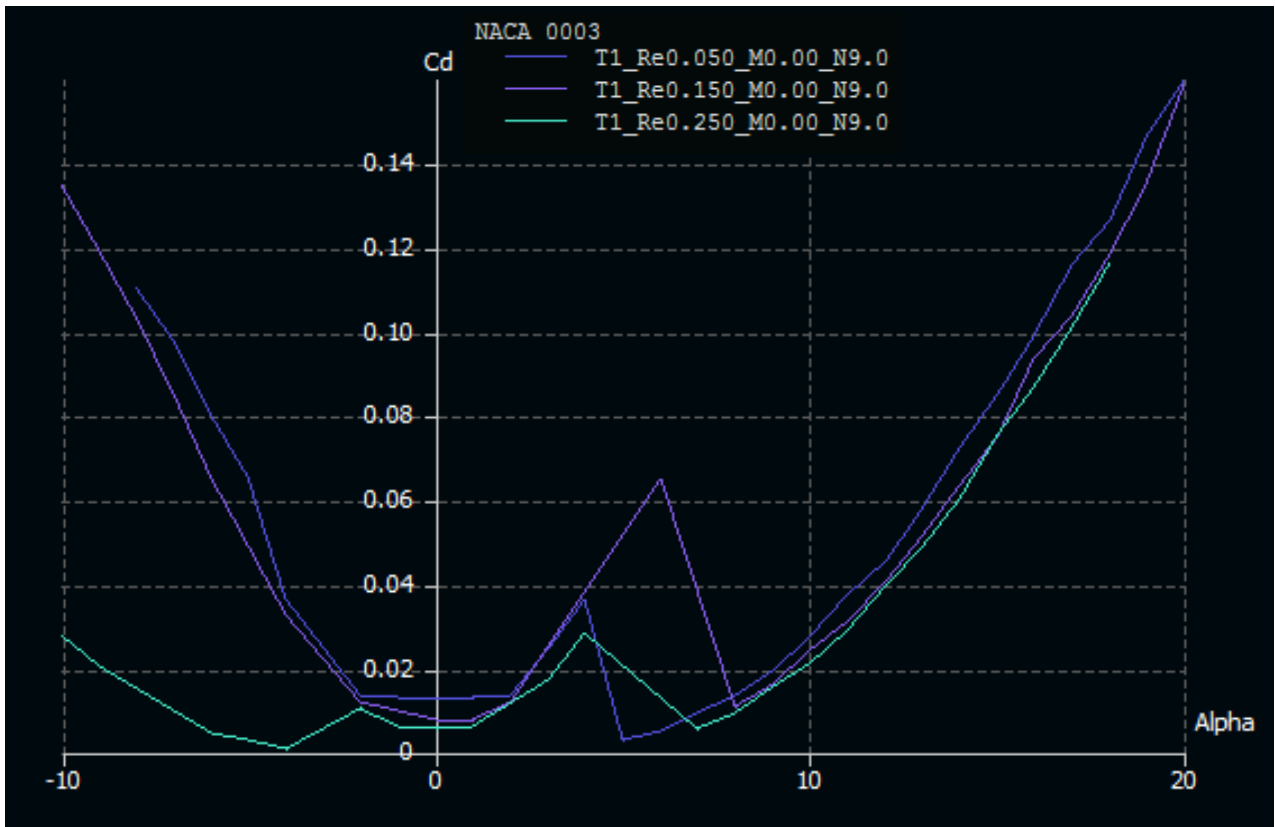


Figura 25-representacion del coeficiente de resistencia en función del Angulo de ataque- representado en el software XFLR5

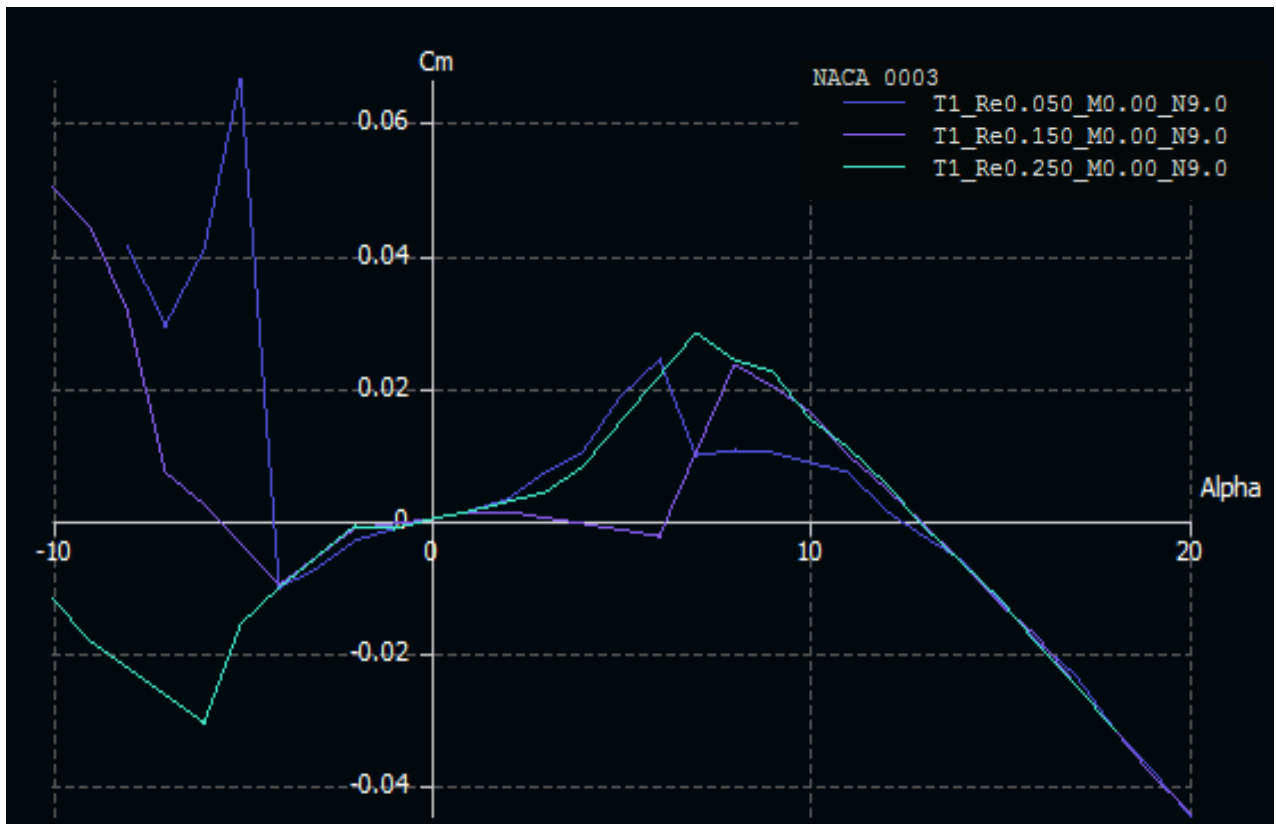


Figura 26-representacion del coeficiente de momento en función del Angulo de ataque- representado en el software XFLR5

4. Creacion del modelo de vuelo de la Aeronave simulada

Para este punto como ya habiamos mostrado previamente la forma de funcionamiento de la plataforma presentamos parte de la arquitectura del modelo de vuelo de la aeronave y la forma en la que esta conformada, dicha estructura forma parte de la estructura general "Back end" de la plataforma, y es generada por las aplicaciones de generacion de modelo de vuelo de X Plane 10.

"Airfoil Maker" nos permite cargar las polares de los perfiles aerodinamicos de la aeronave generando la base de datos aerodinamica de la aeronave

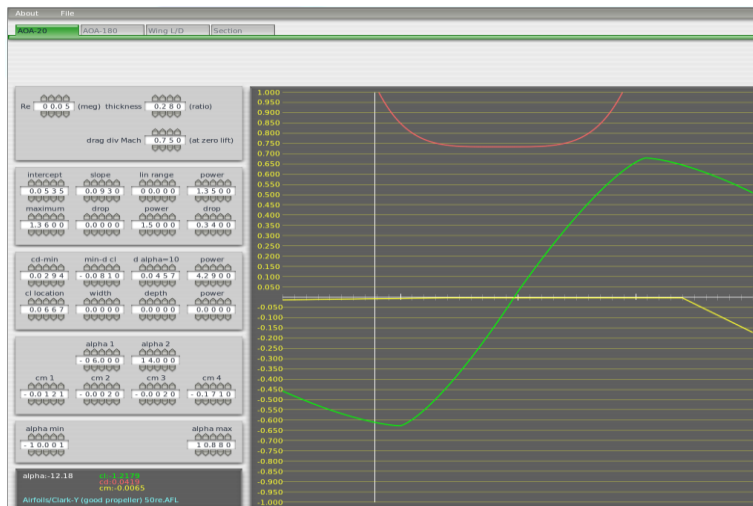
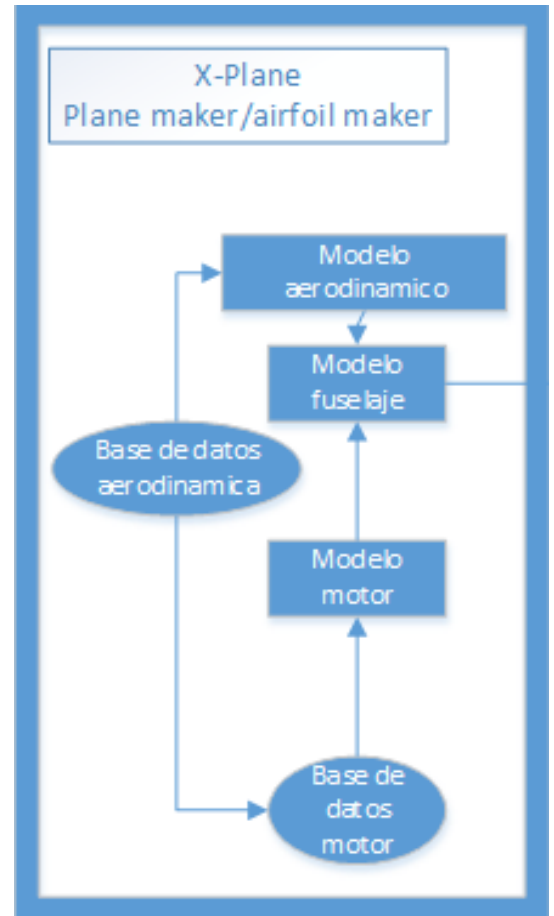


Figura 25-Captura de pantalla aplicación Airfoil Maker.



"Plane Maker" permite generar el modelo aerodinamico, el modelo del fuselaje, y del motor con sus respectivas bases de datos.

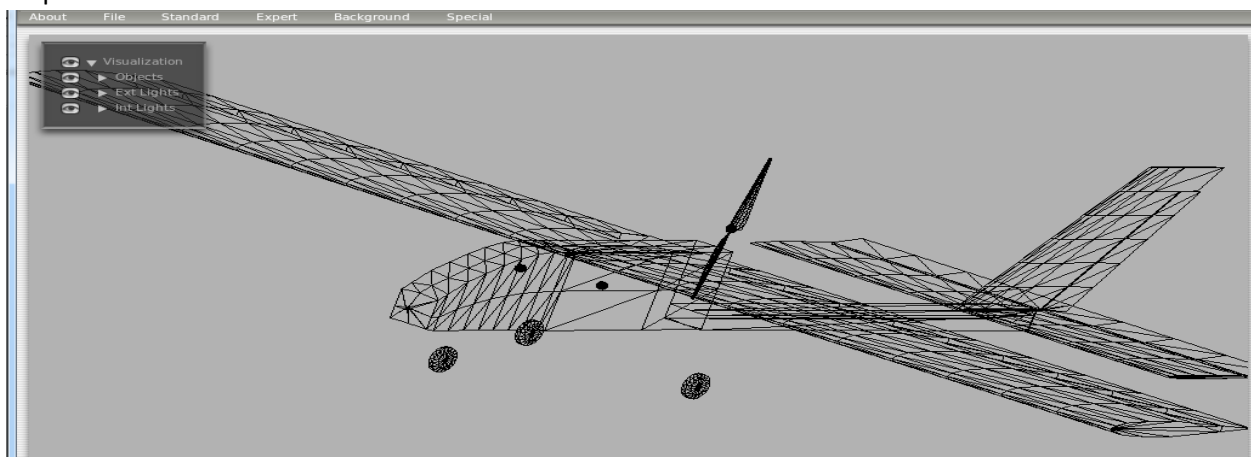


Figura 26-Captura de pantalla aplicación Plane Maker.

A continuacion se detallara los diferentes pasos que se usaron para la construccion del modelo de vuelo.

4.1. Creación de la base de datos aerodinámica los perfiles de las superficies sustentadoras.

Para la creación de la base de datos aerodinámicas usaremos la aplicación de X-PLANE llamada Airfoil Maker, en la cual nos permite ingresar tres polares de los perfiles aerodinámicos de las superficies sustentadoras.

En dicha aplicación se cuenta con dos partes principales, aquella en que nos permite realizar el ingreso de datos para lograr dibujar las curvas características del perfil, y a su vez el visualizador de las curvas que se están ingresando, todas con respecto a un rango de ángulo de ataque que va desde los -20° a $+20^\circ$.

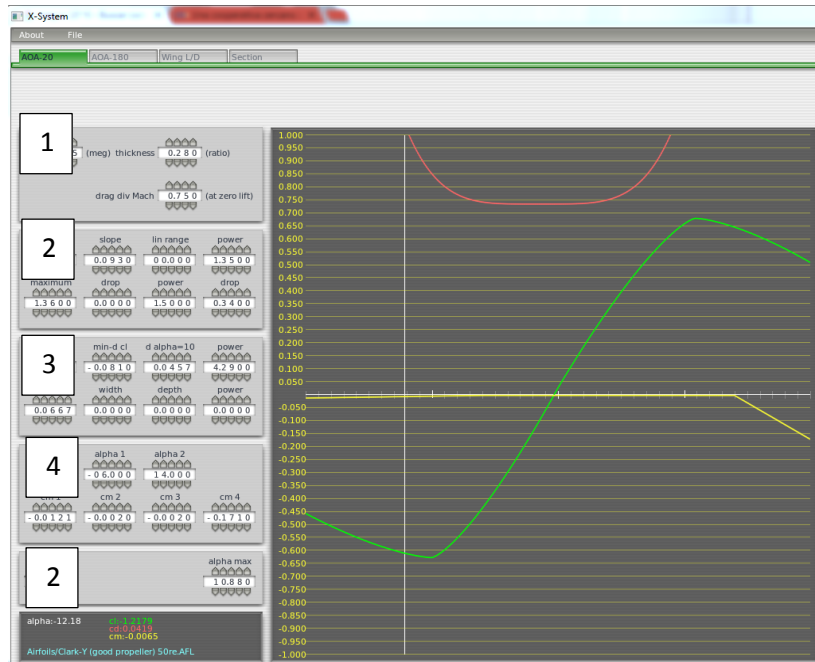


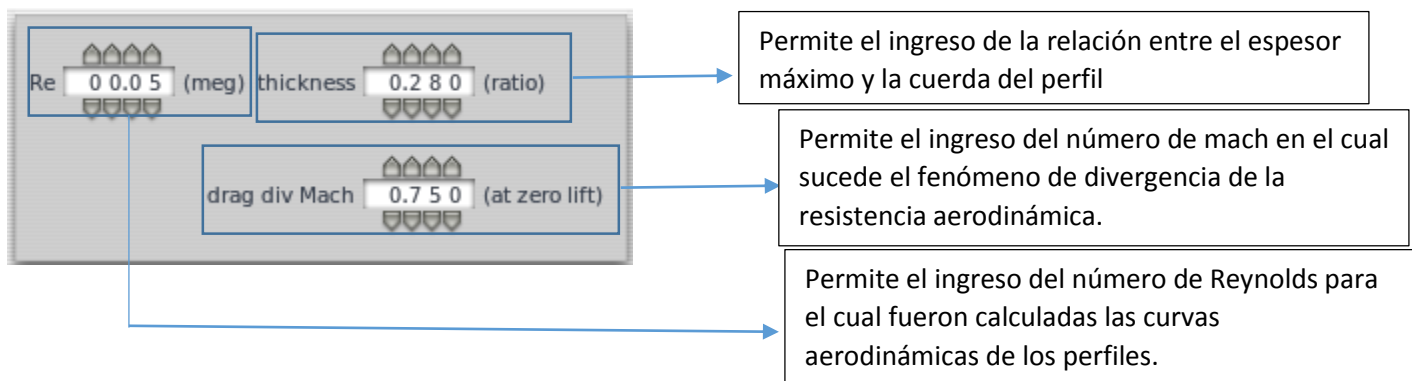
Figura 27-Captura de pantalla aplicación Airfoil Maker.

Cabe aclarar que Xplane solo permite el ingreso de tres curvas características de los perfiles aerodinámicos:

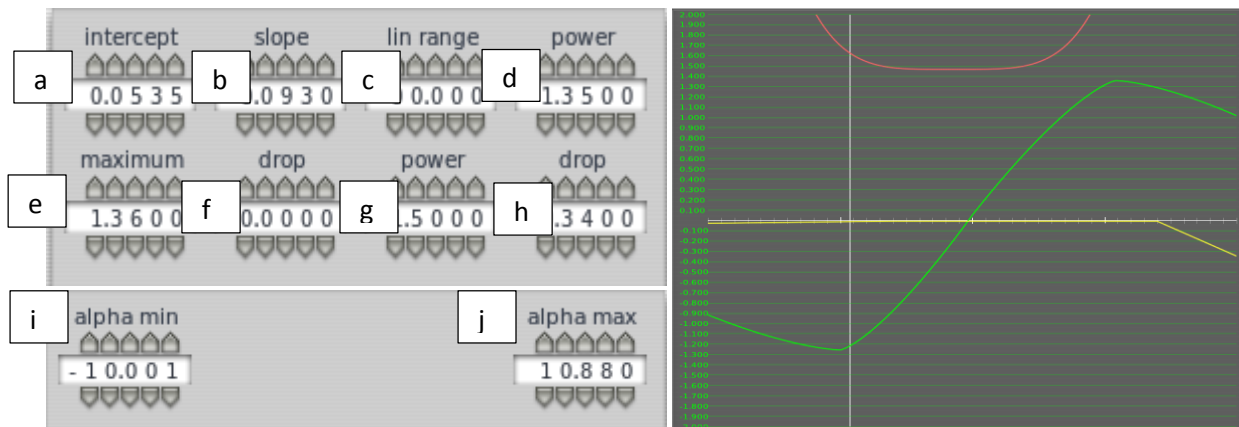
1. Coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque " $C_l=f(\alpha)$ "
2. Coeficiente de resistencia aerodinámico en función del ángulo de ataque " $C_d=f(\alpha)$ "
3. Coeficiente de momento en función del ángulo de ataque " $C_m=f(\alpha)$ "

Para cargar la carga de datos que permitan la creación de las 3 curvas mencionadas anteriormente se cuenta con 4 plantillas:

1. Ingreso de datos relacionados al perfil aerodinámico y la forma en la que fue obtenido.



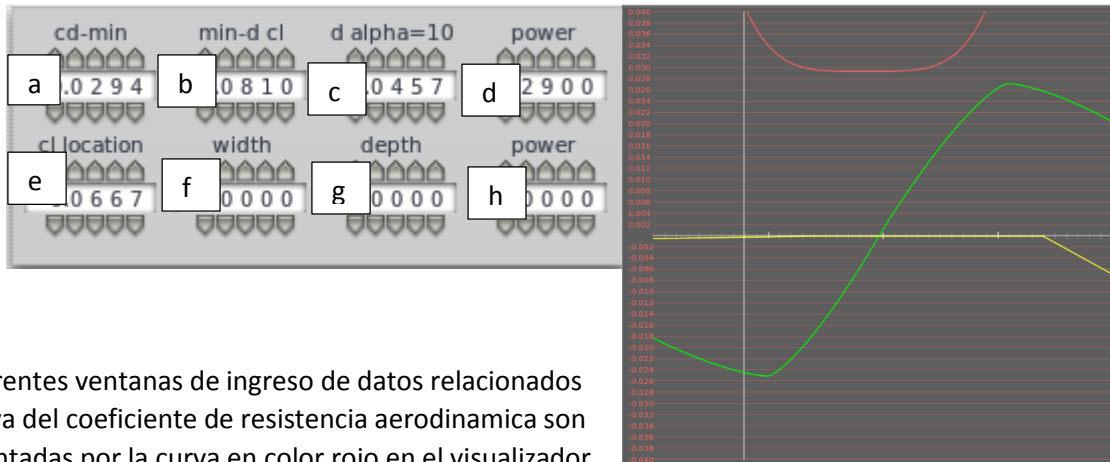
2. Ingreso de datos relacionados a la curva del coeficiente de sustentacion "Cl=f(α)"



Las diferentes ventanas de ingreso de datos relacionados a la curva del coeficiente de sustentacion son representadas por la curva en color verde en el visualizador y se detallaran en forma especifica a continuacion , nos permiten ir modificando la curva hasta hermanar la misma a las calculada en el punto 3.4 a traves del software "XFLR5" para un determinado numero de reynolds .

- a. Intercept
valor de Cl cuando el angulo de ataque es igual a 0 .
- b. Slope
Valor de la pendiente del coeficiente de sustentacion durante el rango lineal
- c. Lin. Range
Valor de angulo de ataque α hasta donde es valido el rango lineal de la curva de coeficiente de sustentacion.
- d. Power
Valor que nos permite darle una determinada curvatura al coeficiente de sustentacion a medida que se acerca a su maximo valor.
- e. Maximim
Valor de coeficiente de sustentacion maximo.
- f. Drop
Valor que desciende la curva coeficiente de sustentacion una vez alcanzado el coeficiente de sustentacion maxima.
- g. Power
Valor que nos permite darle una determinada curvatura a la curva de coeficiente de sustentacion luego de llegar al Cl maximo.
- h. Drop
Es el valor que surge de la diferencia de el Cl maximo y el Cl para el angulo de ataque a 20°.
- i. Alpha min
Valor de angulo de ataque en donde se registra el Cl minimo.
- j. Alpha max
Valor de angulo de ataque en donde se registra el Cl maximo.

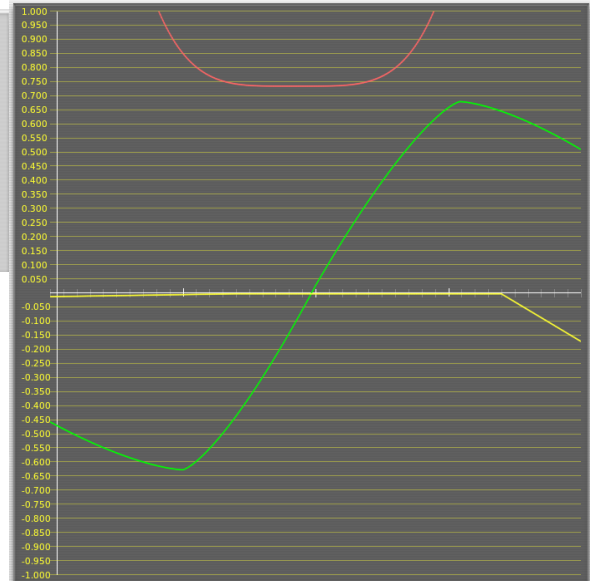
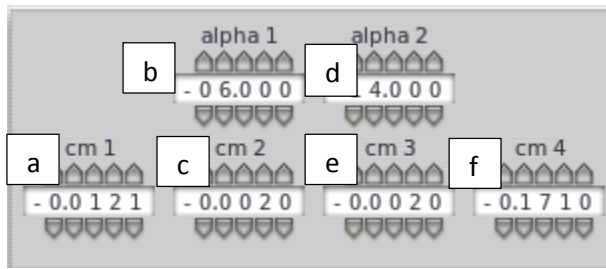
3. Ingreso de datos relacionados a la curva de coeficiente resistencia aerodinamica "Cd=f(α)".



Las diferentes ventanas de ingreso de datos relacionados a la curva del coeficiente de resistencia aerodinamica son representadas por la curva en color rojo en el visualizador y se detallaran en forma especifica a continuacion , nos permiten ir modificando la curva hasta hermanar la misma a las calculadas en el punto 3.4 a traves del software "XFLR5" para un determinado numero de reynolds .

- a. Cd-min
Valor minimo del coeficiente de resistencia
- b. Min-d Cl
Valor del coeficiente de sustentacion Cl para cuando el coeficiente de resistencia Cd es minimo.
- c. D alpha=10
Valor del coeficiente de resistencia para cuando el valor del angulo de ataque α es igual a 10°
- d. Power
Permite varia la forma de la curva del coeficiente de resistencia
- e. Cl location
Determinados perfiles poseen un rango de angulo de ataque en donde se desarrolla flujo laminar, resultando en coeficientes de resistencia mas bajos, este valor representa al coeficiente de sustentacion para ese flujo laminar.
- f. Width
Este valor surge del rango de angulos de ataque donde se presenta el fenomeno de flujo laminar que resulta en coeficientes aerodinamicos mas bajos
- g. Depth
Valor que representa cuanto disminuye el coeficiente de resistencia en caso de presentarse el flujo laminar
- h. Power
Me permite controlar la curvatura de la disminucion de coeficiente de resistencia en caso de presentarse el caso de flujo laminar.

4. Ingreso de datos relacionados a la curva del coeficiente de momento "Cm=f(α)".



Las diferentes ventanas de ingreso de datos relacionados a la curva del coeficiente de momento aerodinamico son representadas por la curva en color amarillo en el visualizador y se detallaran en forma especifica a continuacion , nos permiten ir modificando la curva hasta hermanar la misma a las calculadas en el punto 3.4 a traves del software "XFLR5" para un determinado numero de reynolds .

- a. Cm 1
Valor del coeficiente de momento para el angulo de ataque minimo "Alpha min".
- b. Alpha 1
Valor de angulo de ataque representativo de la curva de coeficiente de momento aerodinamico.
- c. Cm 2
Valor del coeficiente de momento para el angulo de ataque "alpha 1"
- d. Alpha 2
Valor de angulo de ataque representativo de la curva de coeficiente de momento aerodinamico.
- e. Cm 3
Valor del coeficiente de momento para el angulo de ataque "alpha 2"
- f. Cm 4
Valor del coeficiente de momento aerodinamico para el angulo de ataque maximo "Alpha max".

4.2. Creación del Fuselaje.

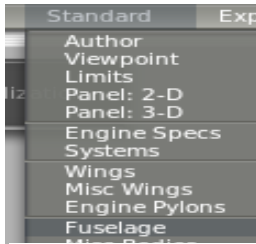


Figura 28-Captura de pantalla Selección de herramienta "fuselage"

Para la creación del modelo del fuselaje se usara la herramienta de generación de fuselaje de plane maker, a la cual se ingresa desde la pestaña standard. , El primer paso para la modelación involucra dividir el fuselaje en 16 secciones a través del largo de la aeronave. Para poder ubicar correctamente los nodos que conforman la sección transversal del fuselaje.

En la siguiente imagen podremos ver la pestaña section de la ventana de creación de fuselaje que nos permiten realizar la carga de los diferentes valores que nos permiten modelar el fuselaje.

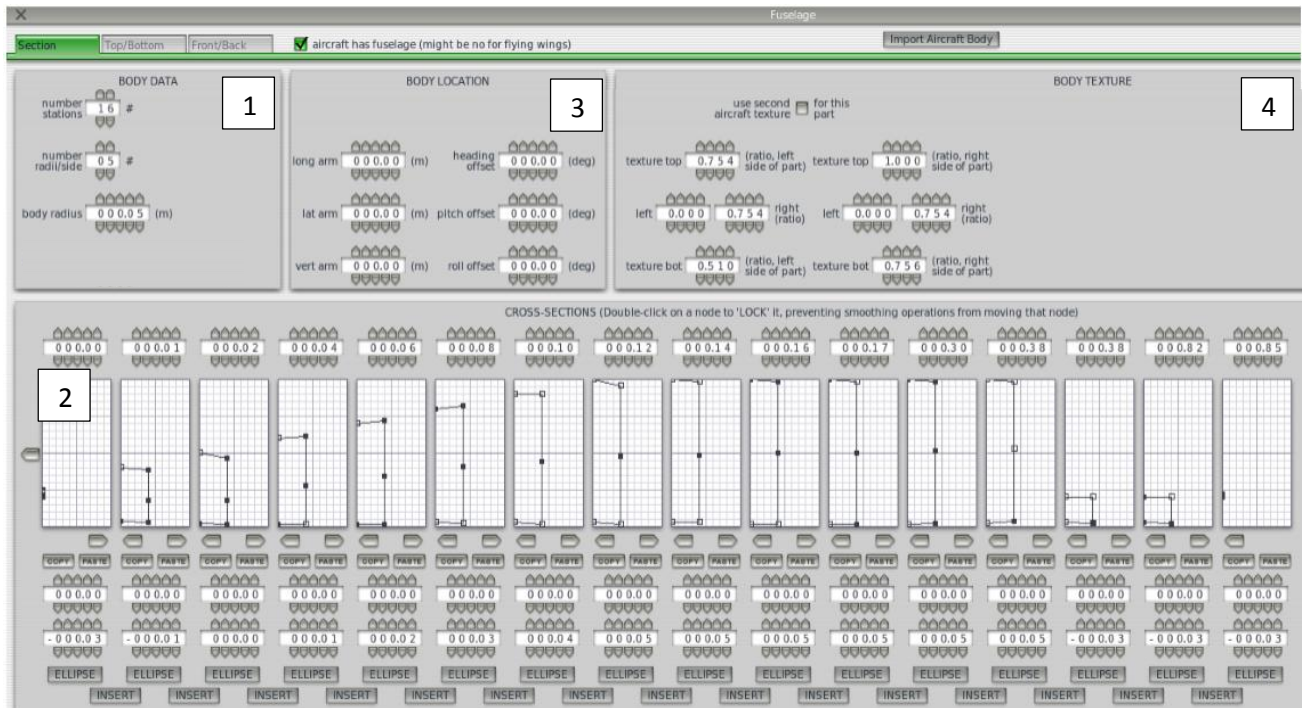
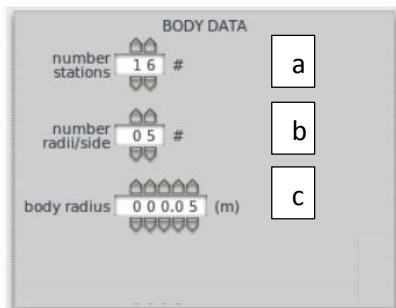


Figura 29-Captura de pantalla de herramienta de generación de fuselaje en Plane Maker-pestaña "section"

4.2.1 Pestaña Section

1. "Body Data"

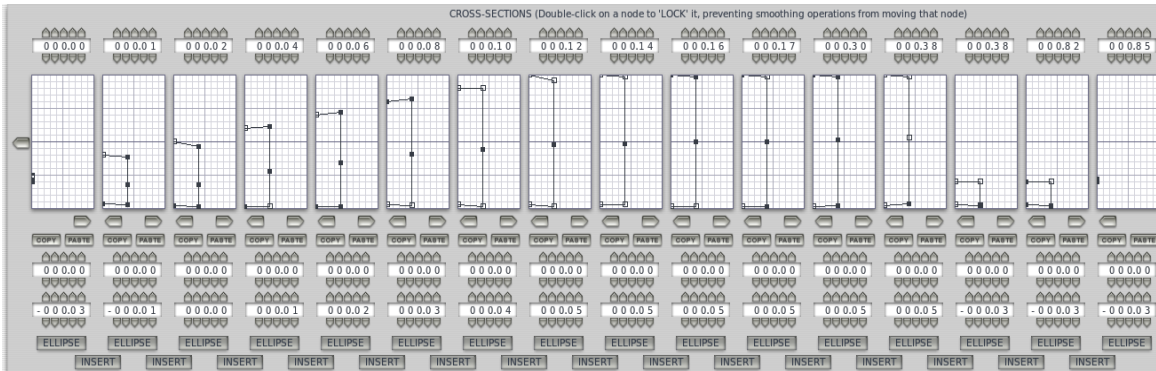
Permite configurar las condiciones principales de las secciones del fuselaje.



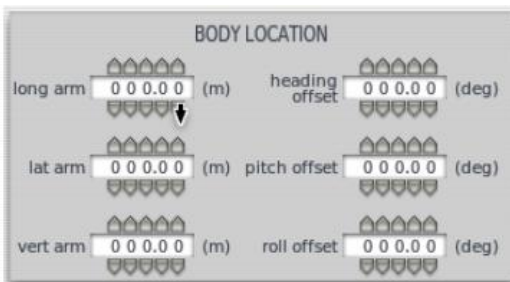
- a. **Number stations**
Permite seleccionar en cuantas secciones transversales se cortara el fuselaje, para nuestro caso se eligio dividir el fuselaje en 16 secciones.
- b. **Number radii/side.**
Nos permite la cantidad de nodos que conformaran la seccion sobre la cual daremos la forma del fuselaje.
- c. **Body Radius**
Es el radio maximo de la seccion transversal del fuselaje.

2. Cross sections (Secciones Transversales del fuselaje)

La ventana nos permite configurar la posición sobre el eje longitudinal de la aeronave de cada una de las 16 secciones transversales dándole así el largo exacto a el fuselaje de la aeronave (0,850 m), y la forma que toma cada seccion transversal.

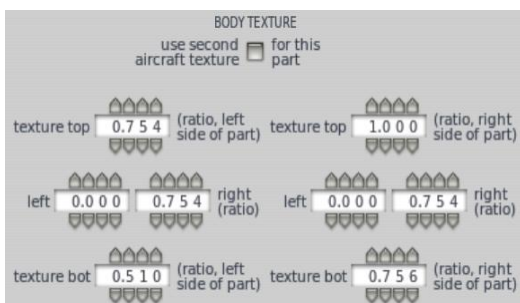


3. Body location.



Nos permite configurar la posición de anclaje de un cuerpo externo al fuselaje, como ser un tanque de combustible exterior, la misma para el caso de esta trabajo no fue utilizada al no poseer ningún cuerpo exterior al fuselaje la aeronave simulada.

4. Body Texture.



Permite ajustar la forma en la que las texturas graficas envuelven a la aeronave, para nuestro caso en este trabajo no se generaron texturas graficas para la aeronave simulada, por lo que no se utilizo dicha ventana

4.2.2 Pestaña Top/Bottom.

en esta pestaña se nos permite como segundo paso luego de haber creado las secciones transversales del fuselaje y luego de posicionarlas correctamente, proceder a insertar una imagen de escala real tipo bitmap de la vista lateral del fuselaje con las secciones correctamente ubicadas, para poder posicionar los nodos en forma manual que conforman cada sección para lograr darle la forma requerida al fuselaje.

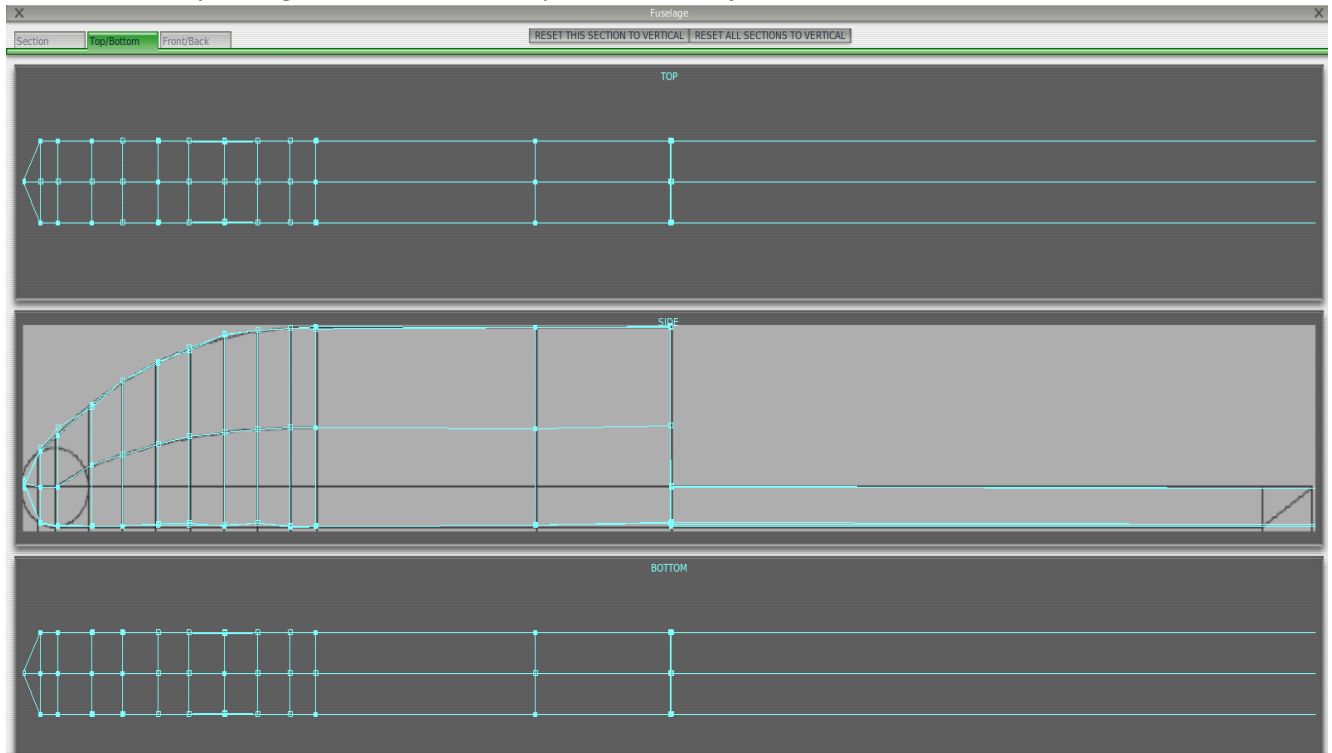


Figura 30-Captura de pantalla de herramienta de generación de fuselaje en Plane Maker-pestaña "top-bottom"

Pudiendo comprobar luego de salir de la ventana de fuselaje la forma en la que queda terminada la conformación del modelo del fuselaje.

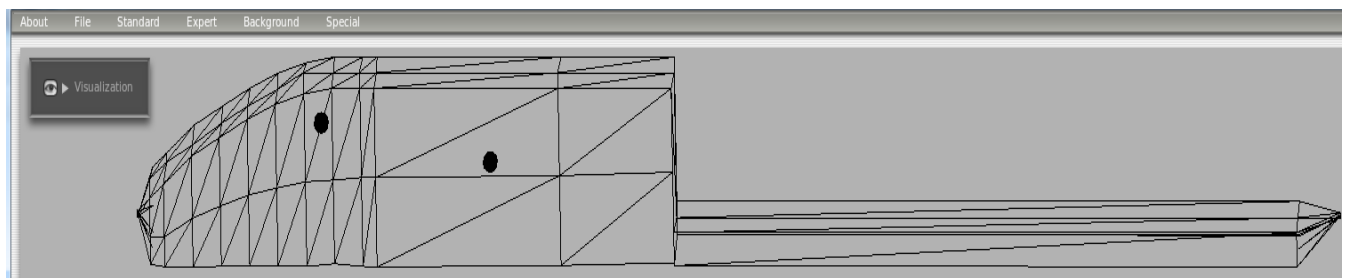


Figura 31-Captura de pantalla del fuselaje de la aeronave terminado en "Plane Maker".

4.3 Creacion de las superficies Sustentadoras

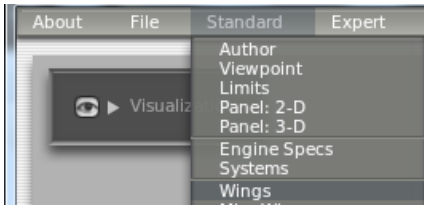


Figura 32-Selección de la herramienta Wings de Plane Maker

Se utilizara la herramienta de creacion de alas “wings” que encontramos en la pestaña Standard de la aplicación Plane maker, la misma nos permite crear el modelo aerodinamico de las alas.

Para la misma debemos contar con las dimensiones y geometria real de las alas y de los empenajenes horizontal y vertical de la aeronave simulada.

Se demostrara como se crea el Ala y luego se repetiran los procesos para el empenaje horizontal y vertical.

4.3.1 Creacion del ala

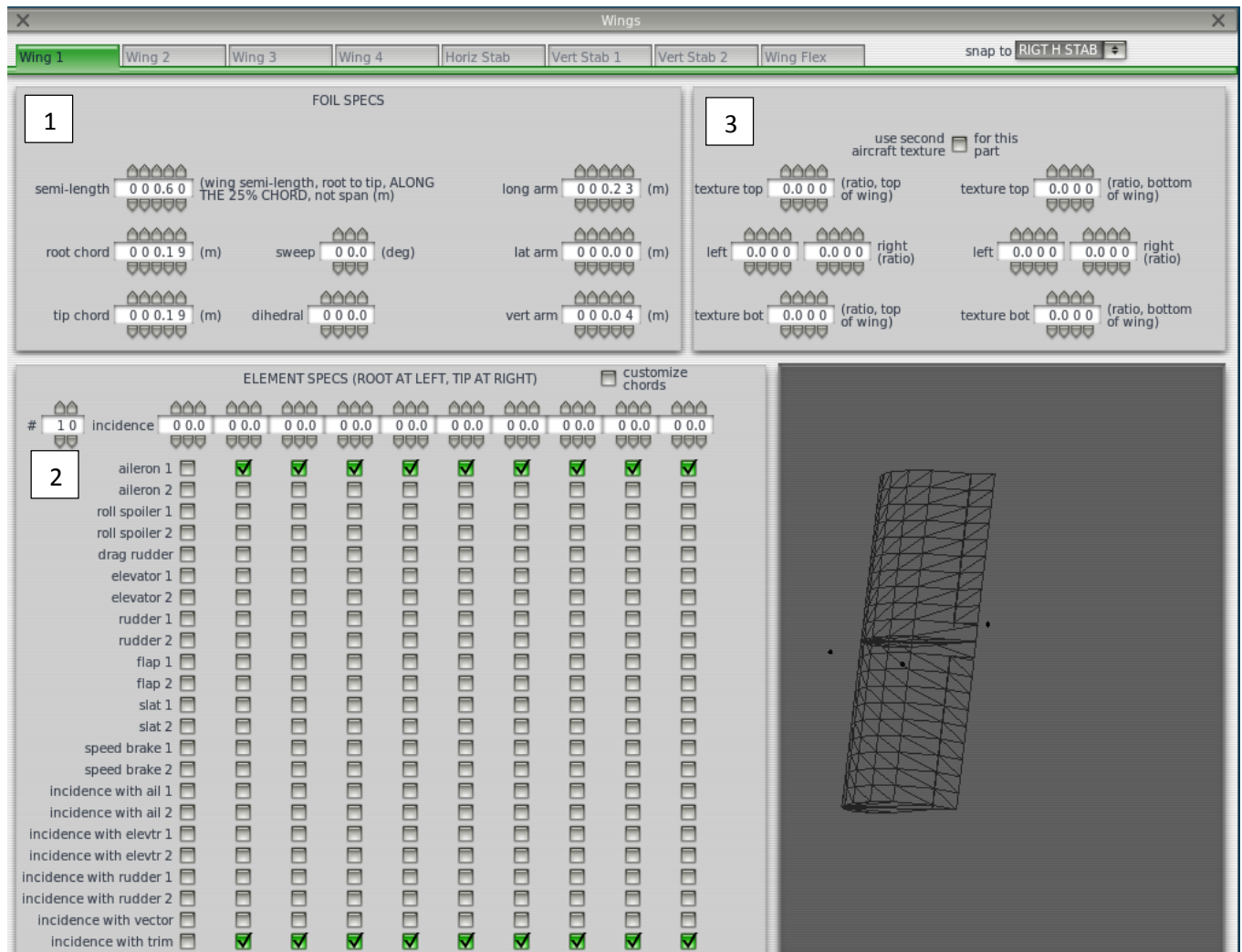


Figura 33-Captura de pantalla de la herramienta de creacion de superficies sustentadoras “Wings” de Plane Maker.

Se puede observar que se cuentan con 4 ventanas principales , que seran detalladas a continuacion.

1. Foil Specs (especificaciones Geometricas de la superficie sustentadora).

FOIL SPECS

a	semi-length <input type="text" value="0 0 0.6 0"/> (wing semi-length, root to tip, ALONG THE 25% CHORD, not span (m))		
b	root chord <input type="text" value="0 0 0.1 9"/> (m)	d	sweep <input type="text" value="0 0 0"/> (deg)
c	tip chord <input type="text" value="0 0 0.1 9"/> (m)	e	dihedral <input type="text" value="0 0 0 0"/>
		f	long arm <input type="text" value="0 0 0.2 3"/> (m) lat arm <input type="text" value="0 0 0.0 0"/> (m) vert arm <input type="text" value="0 0 0.0 4"/> (m)

a. Semi length (semi-envergadura)

Permite el ingreso de la semi envergadura del ala, medida desde el 25% de la cuerda de la misma, para nuestro caso en que estamos trabajando con un ala recta de envergadura $b=1.2$ [m] la semi envergadura es 0.6 [m]

b. Root chord (Cuerda Raiz).

Es la cuerda en la Raiz del ala, para nuestro caso se tomo $0,19$ [m] y no $0,184$ [m] debido a una limitacion de X-Plane.

c. Cuerda Puntera (Cuerda Puntera).

Es la cuerda en la Raiz del ala, para nuestro caso se tomo $0,19$ [m] y no $0,184$ [m] debido a una limitacion de X-Plane.

d. Sweep (Flecha)

Angulo que forma el 25% de la cuerda del ala respecto del eje transversal de la aeronave simulada.

e. Dihedral (diedro)

Angulo diedro de las alas de la aeronave simulada.

f. Posicionamiento del ala con respecto al fuselaje.

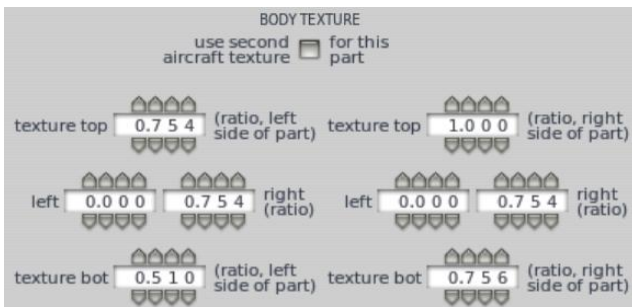
Para el caso de la aeronave la distancia longitudinal se tomo desde la nariz del fuselaje y la distancia vertical se tomo desde la base del fuselaje.

2. Element Specs (Especificaciones de los elementos de ala)

Me permite seccionar el ala alrededor del eje transversal de la aeronave para de esa forma poder darle diferentes ángulos de incidencia a diferentes partes del ala, y a su vez configurar la cantidad de secciones que poseen superficies de control, y a su vez cuales superficies de control están influenciadas por el trim.



3. Ventana foil Texture.



Permite ajustar la forma en la que las texturas graficas envuelven a la aeronave, para nuestro caso de tesis no se generaron texturas graficas para la aeronave simulada, por lo que no se utilizo dicha ventana.

4.3.2 Creación del Empenaje Horizontal.

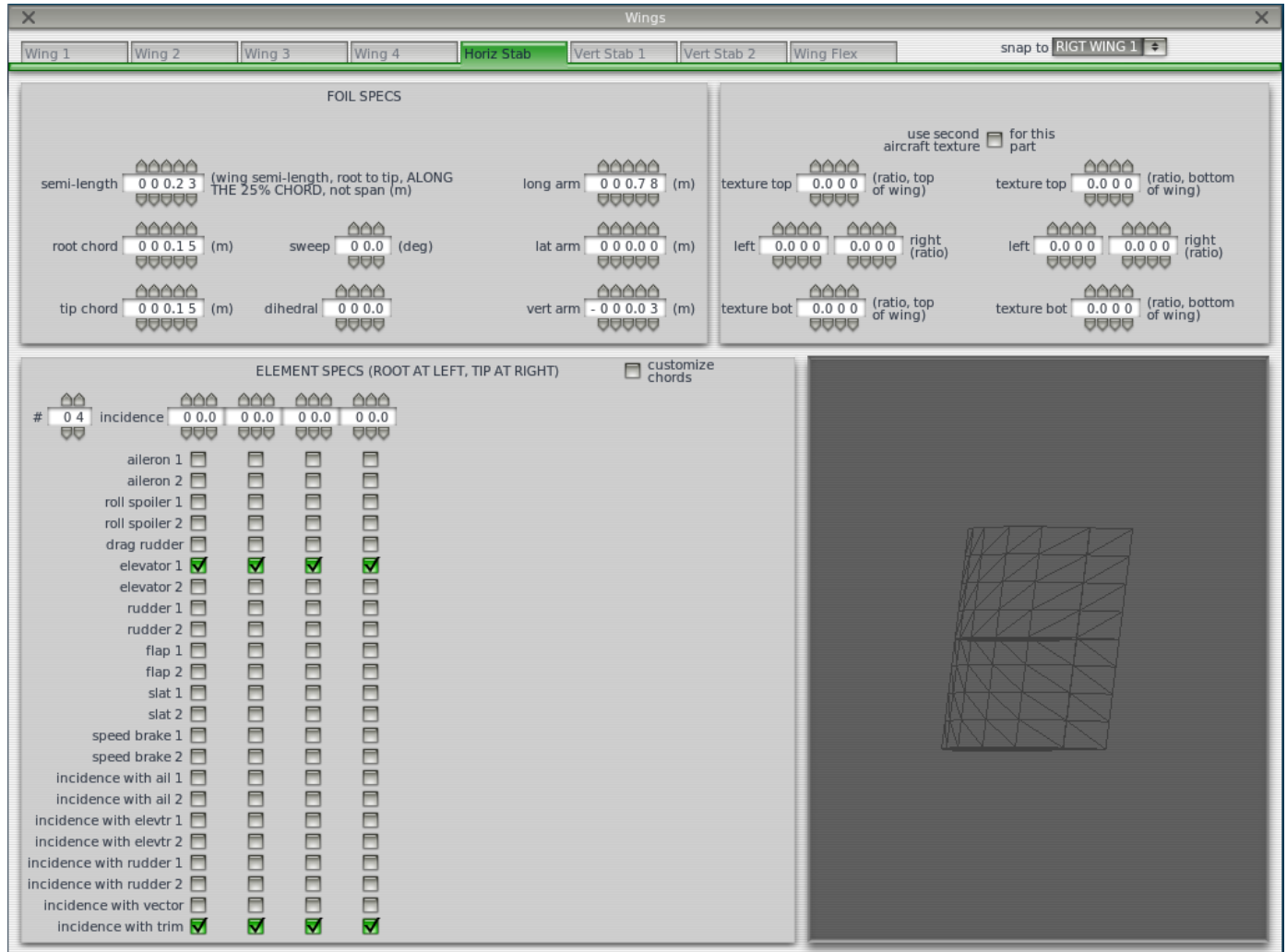


Figura 34- Captura de pantalla de la herramienta de creación de superficies sustentadoras "Wings" de "Plane Maker" una vez ya creado el empenaje horizontal.

4.3.3 Creación del Empenaje Vertical.

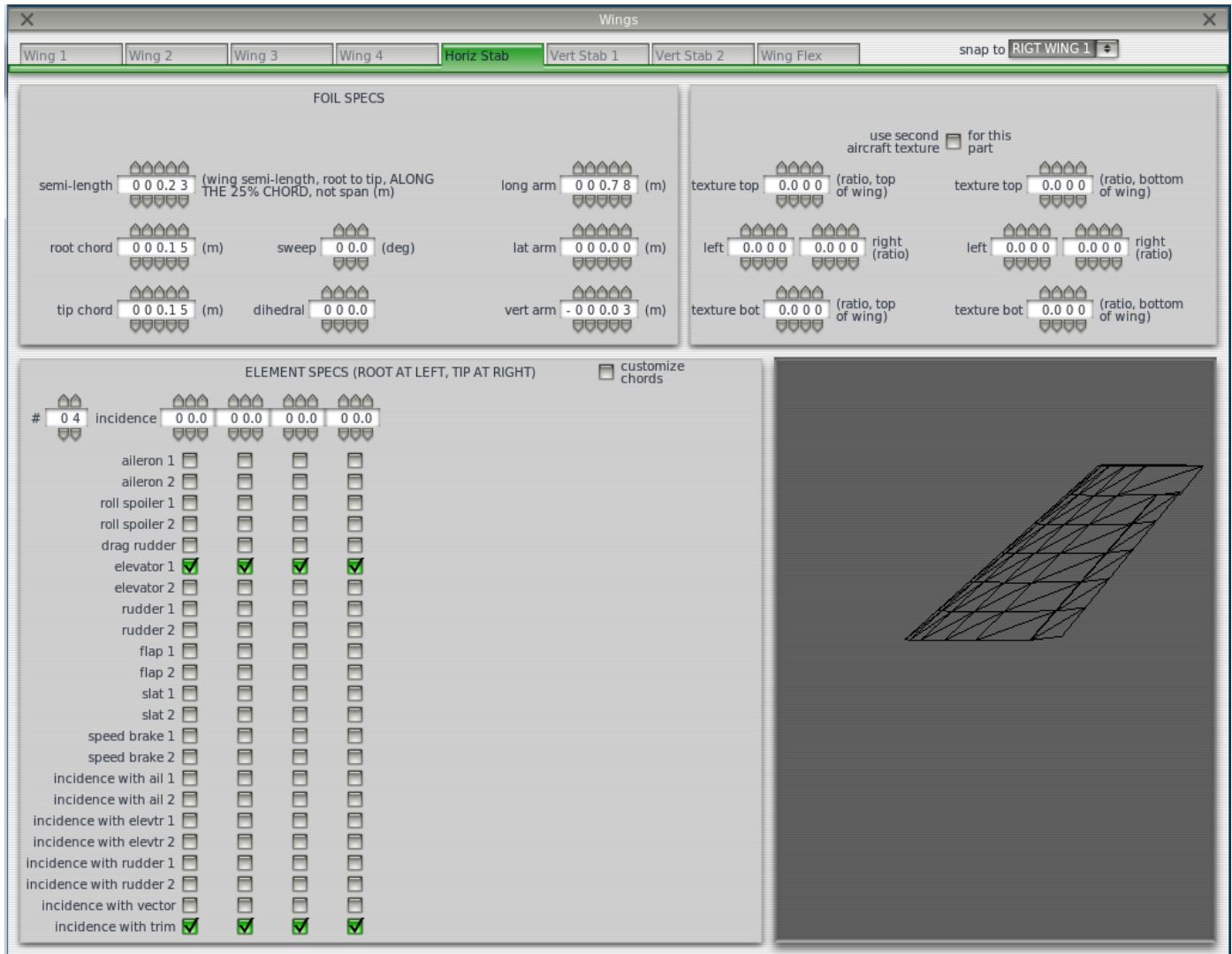


Figura 35-Captura de pantalla de la herramienta de creación de superficies sustentadoras "Wings" de Plane Maker una vez ya creado el empenaje Vertical.

4.3.4. Asociación del perfil aerodinámico a las superficies sustentadoras.



Figura 36-Selección de la herramienta Airfoil de Plane Maker

Una vez creadas las superficies sustentadoras, debemos asociarles a las mismas el perfil aerodinámico correspondiente, lo que esto permite, es justamente usar la base de datos aerodinámica generada previamente y cargada en el programa airfoil maker de los perfiles aerodinámicos, para darle la caracterización aerodinámica correspondiente a cada superficie sustentadora.

Para acceder a la ventana que nos permite realizar la asociación de los perfiles aerodinámicos, se entrara en la pestaña Experts de Plane Maker y deberemos hacer click sobre "Airfoils".

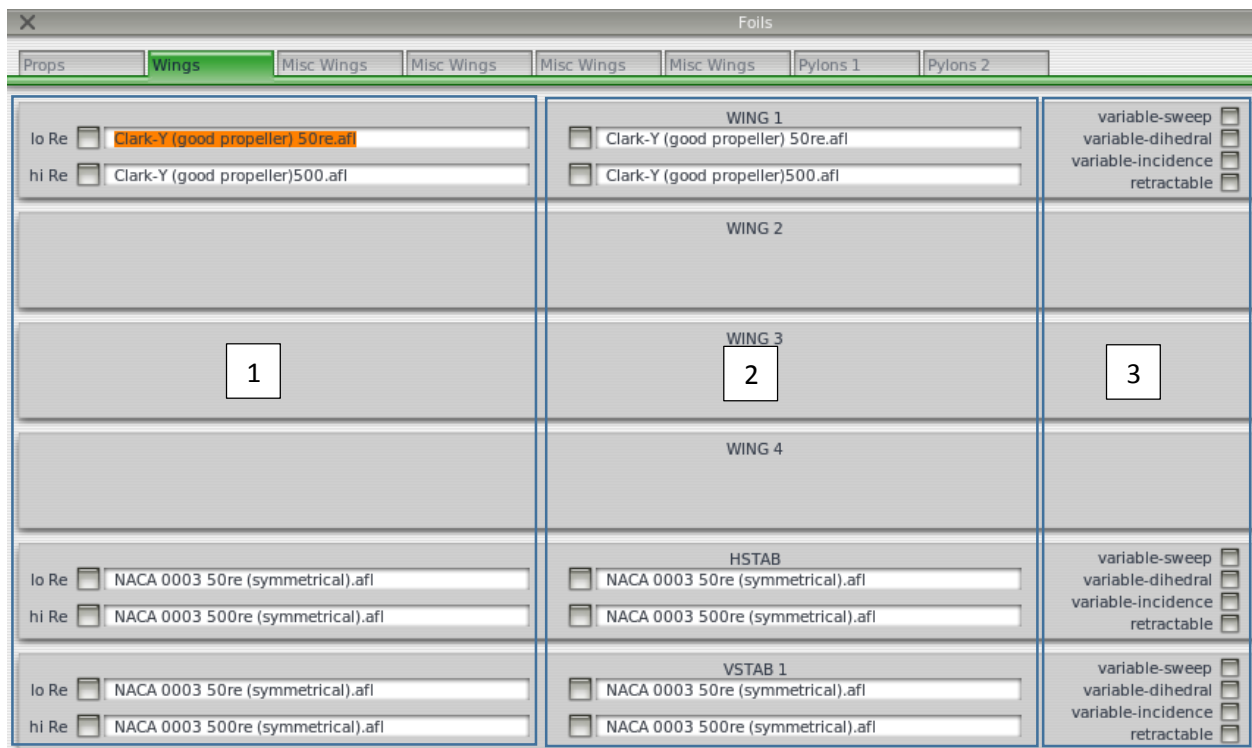


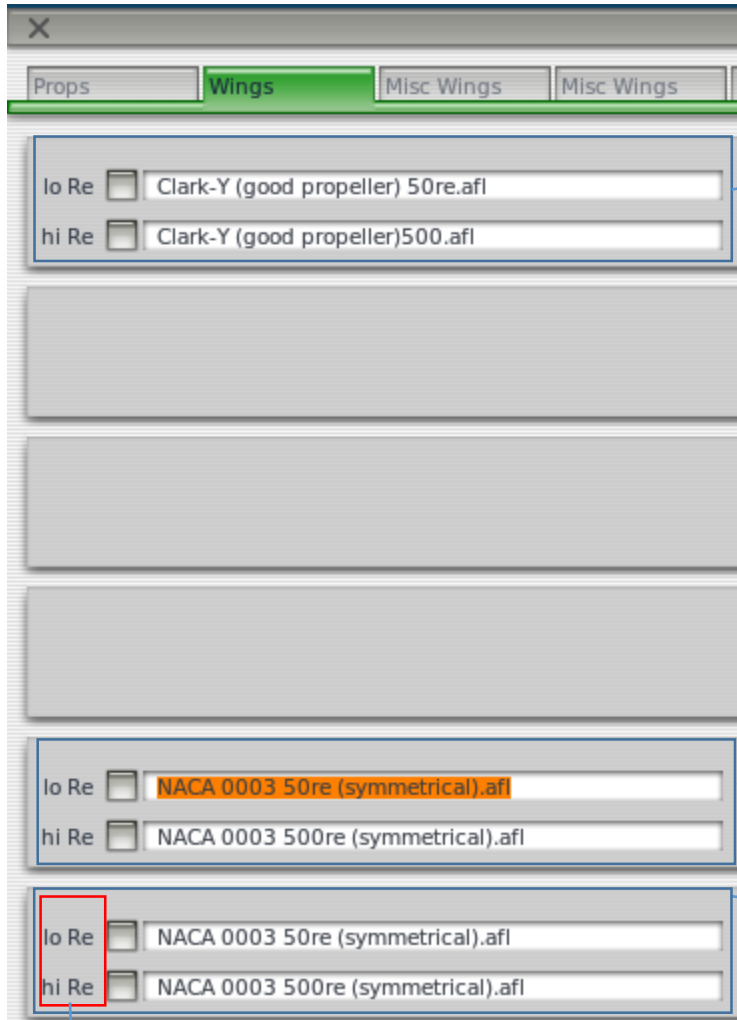
Figura 37-captura de pantalla de la aplicación selección de perfiles aerodinámicos "Airfoil" de Plane Maker.

Una vez abierto airfoils se podrán detallar zonas principales, y diferentes pestañas que nos permitan la carga de perfiles aerodinámicos para las diferentes partes fusiliformes de la aeronave que lo requieran.

A continuación se detallara cada una de las zonas previamente nombradas.

1. Zona de Raiz de la superficie sustentadora .

En esta zona solo administraremos la asociacion de perfiles aerodinamicos en la cuerda raiz de la superficie sustentadora.



En esta sección se asociaran los perfiles aerodinámicos al ala de la aeronave simulada

En esta sección se asociaran los perfiles aerodinámicos al empenaje horizontal de la aeronave simulada

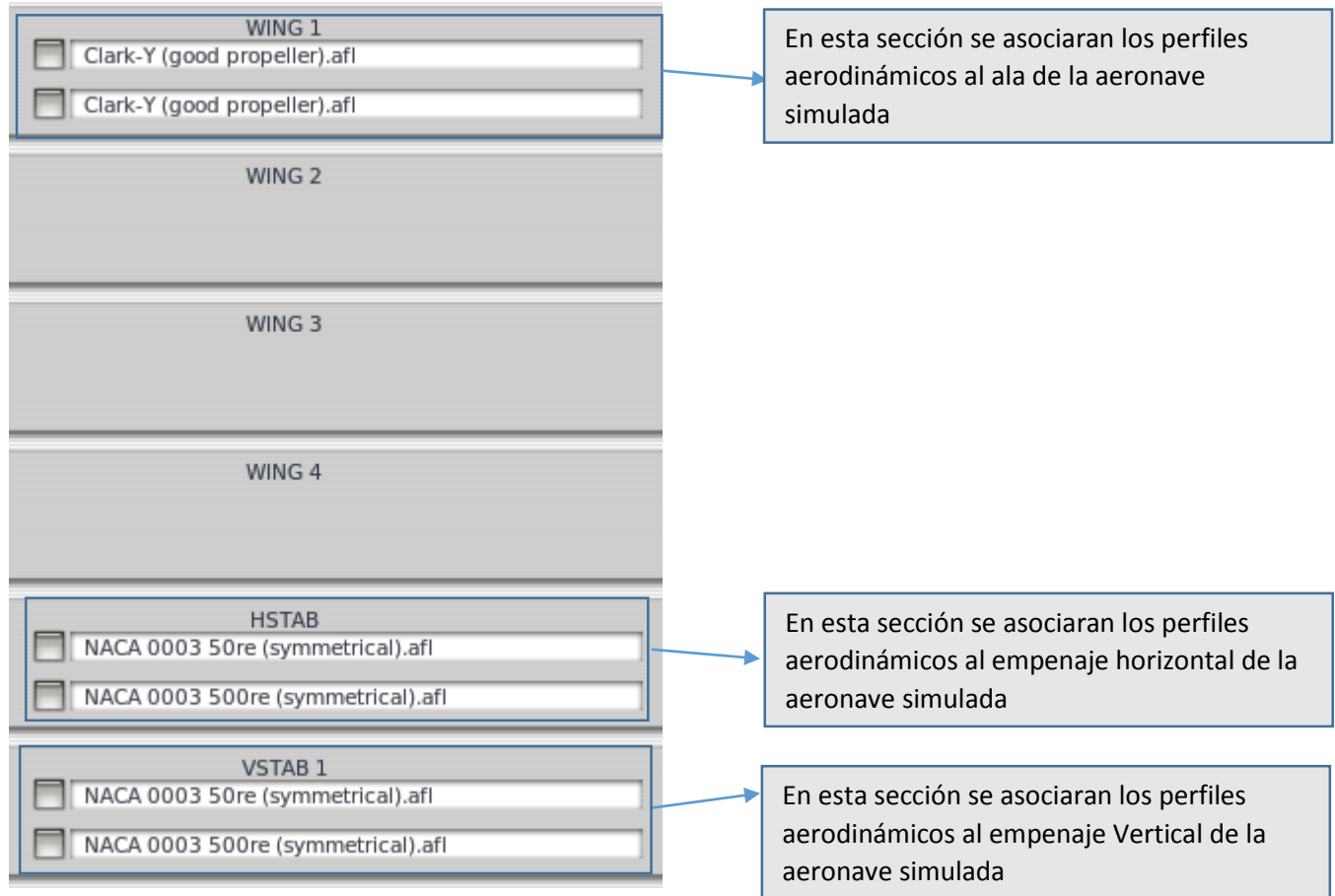
En esta sección se asociaran los perfiles aerodinámicos al empenaje Vertical de la aeronave simulada

Lo Re: Se refiere a la carga del perfil aerodinamico a bajo numero de reynolds.
 Hi Re: Se refiere a la carga del perfil aerodinamico a alto numero de reynolds.

Se hace la siguiente distincion ya que de esta forma Xplane es capaz de interpolar entre las curvas de caracteristicas aerodinamica de los perfiles a bajo y alto numero de reynolds, de esa forma logrando tener cubierta las diferentes velocidades de vuelo en las que puede estar involucrada la aeronave dentreo de dicho rango de numero de reynolds . Una limitacion de X-plane es que por debajo del limite inferior del reynolds y por arriba del limite superior no hay informacion de que forma calcula los parametros de dichas curvas.

2. Zona de puntera de la superficie sustentadora .

En esta zona solo administraremos la asociacion de perfiles aerodinamicos en la cuerda puntera de la superficie sustentadora.



The screenshot shows a configuration window with the following sections:

- WING 1:** Two input fields, both containing "Clark-Y (good propeller).afl".
- WING 2:** Empty section.
- WING 3:** Empty section.
- WING 4:** Empty section.
- HSTAB:** Two input fields, both containing "NACA 0003 50re (symmetrical).afl".
- VSTAB 1:** Two input fields, both containing "NACA 0003 50re (symmetrical).afl".

Callout boxes provide the following explanations:

- WING 1:** En esta sección se asociaran los perfiles aerodinámicos al ala de la aeronave simulada
- HSTAB:** En esta sección se asociaran los perfiles aerodinámicos al empenaje horizontal de la aeronave simulada
- VSTAB 1:** En esta sección se asociaran los perfiles aerodinámicos al empenaje Vertical de la aeronave simulada

Hay que tener en cuenta la misma distincion entre el lo-Re y el Hi-Re hecho en la pagina anterior.

3. Zona de Selección de propiedades de la superficie sustentadora.

<input type="checkbox"/> variable-sweep <input type="checkbox"/> variable-dihedral <input type="checkbox"/> variable-incidence <input type="checkbox"/> retractable	<p>En esta zona para todas las superficies sustentadoras nos permite elegir diferentes configuraciones del ala como ser</p> <ul style="list-style-type: none"> -Ala de angulo variable -Ala de dihedro variable -Ala de incidencia variable -Ala retraible
--	--

4.4. Configuración de las superficies de control

Para acceder a la configuración deberemos entrar a la pestaña standard y luego desde ahí hacer click en "Control Geometry".

Desde control geometry podremos realizar la configuración geometrica y el funcionamiento de los alerones, elevadores y timon de cola.



Figura 38- Selección de la herramienta control geometry de Plane Maker

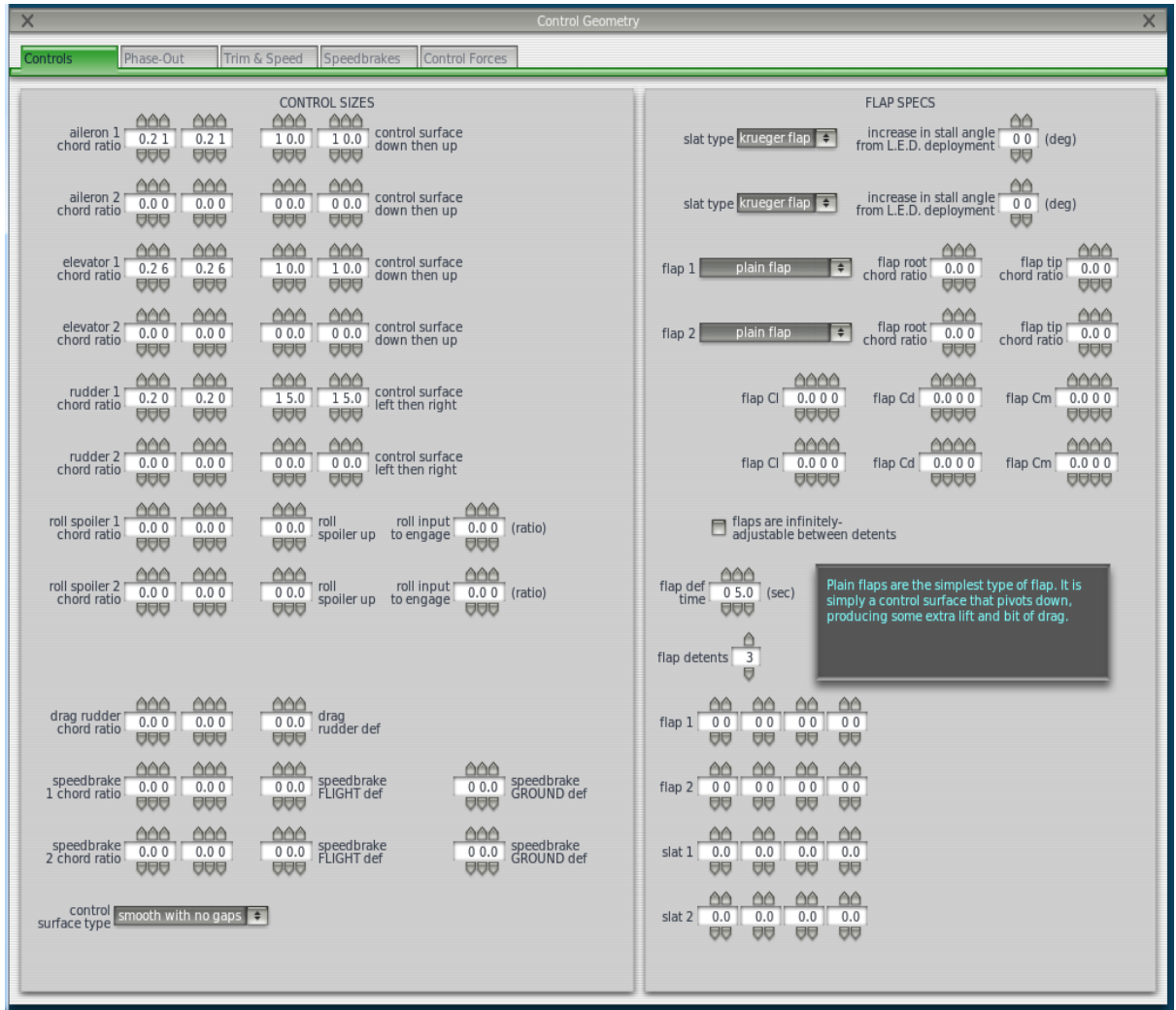
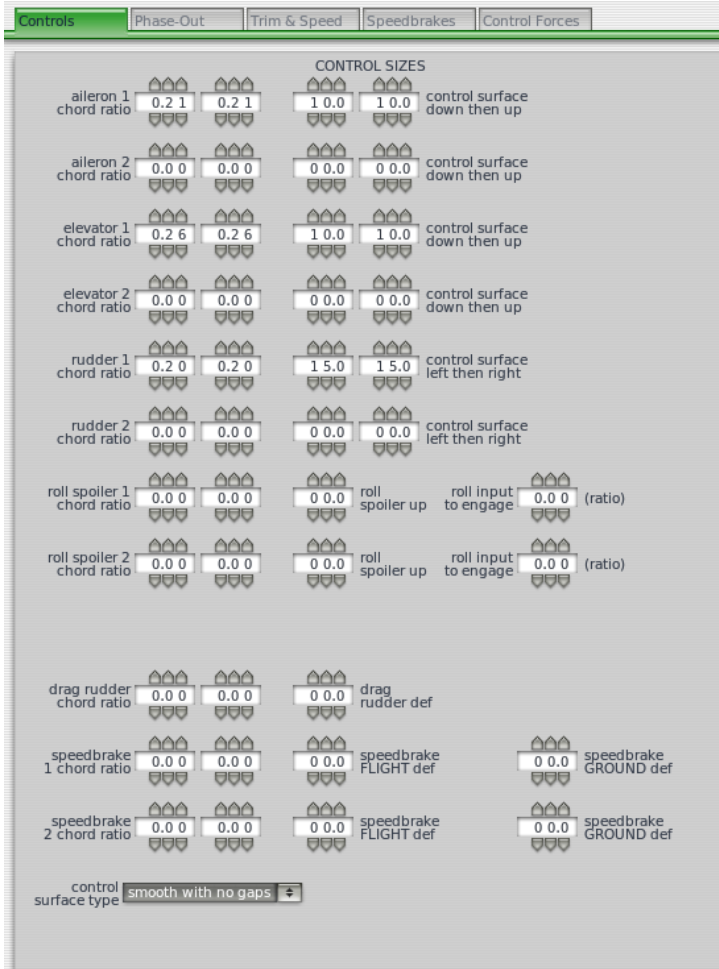


Figura 39-Captura de pantalla de la configuración de las superficies de control a través de la aplicación "Control Geometry" de Plane-Maker.

Una vez adentro de geometry usaremos la pestaña "Controls" y "Trim & Speed" las mismas seran detalladas en forma especifica a continuacion

Pestaña Controls

la misma puede ser separada en dos ventanas "Control Sizes", que sera la que detallaremos, y en segundo lugar "Flap Specs" que no sera detallada debido a que nuestra aeronave no posee flaps.



para nuestro la aeronave simulada solo usaremos "Aileron 1", "elevator 1" y "rudder 1".

La configuracion realizada es igual para las tres superficies de control, por lo que se detallara en forma especifica para el "aileron 1" o el aleron de la aeronave.

Los primeros dos datos a cargar es relacion de cuerda entre el aleron y el ala en un extremo del aleron y luego en su otro extremo



Dicho valor se obtiene de dividir la Cuerda del aleron por la cuerda del ala.

$$\frac{C_{aleron}}{C_{ala}}$$

Luego los proximos dos valores a ingresar son los angulos de desplazamiento de las superficies de control hacia abajo y luego hacia arriba, en este caso es $\pm 10^\circ$



Luego deberemos seleccionar el tipo de terminacion superficial y el tipo superficie de control para nuestro caso es una superficie suave sin ranuras como se puede apreciar en la imagen siguiente.



Siendo la configuracion "elevator 1" y "rudder 1" analoga al procedimiento explicado para "aileron 1".

Pestaña "Trim & Speeds"

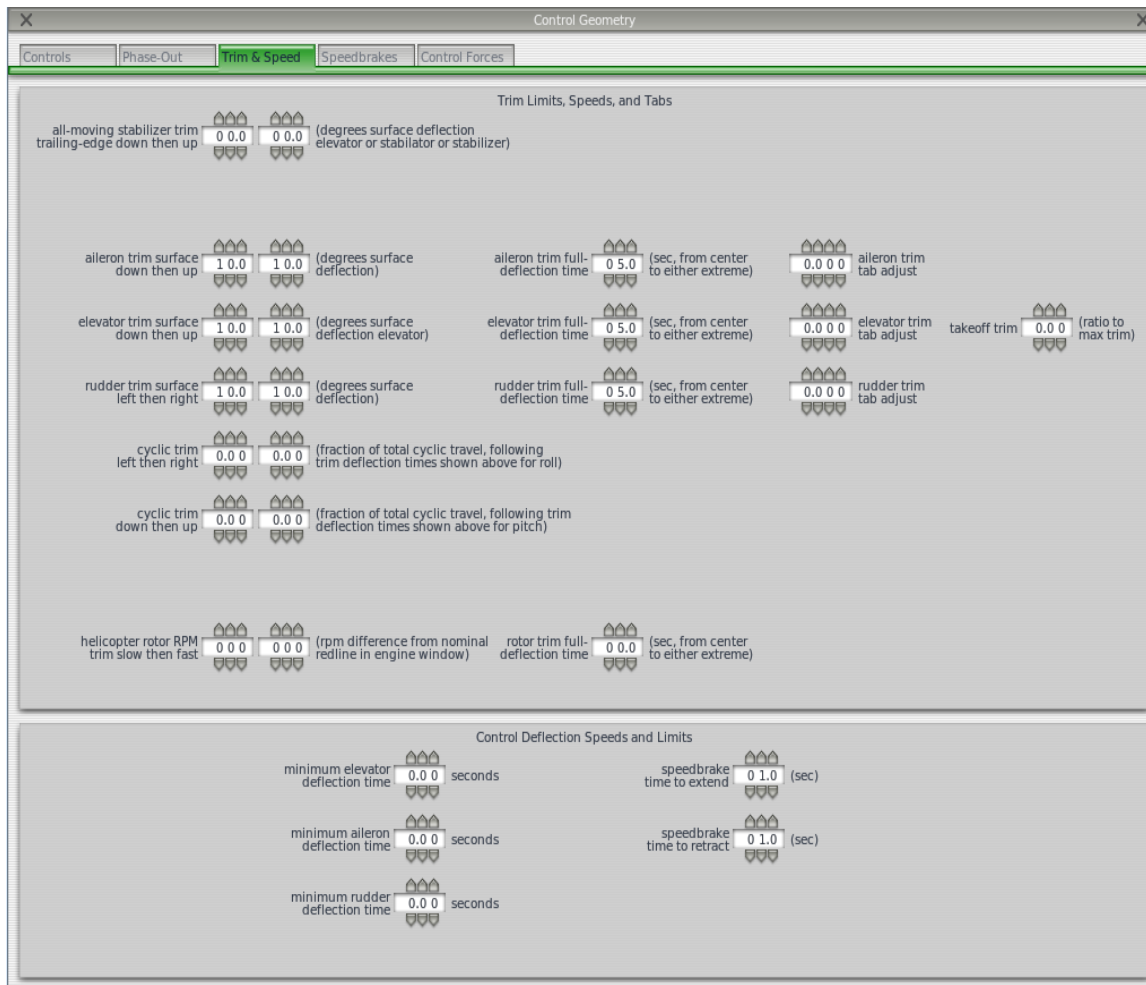
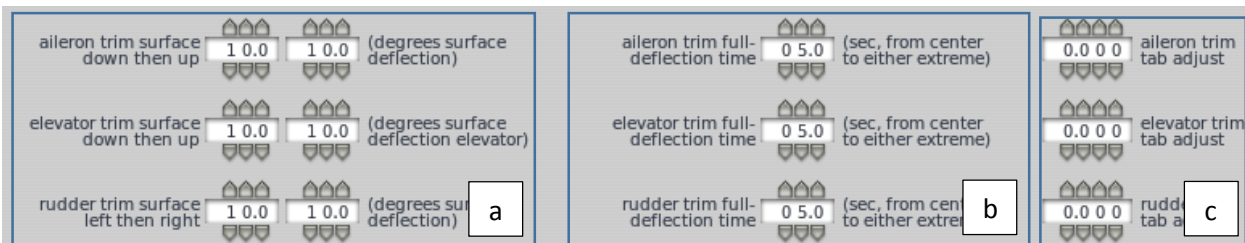


Figura 40-Captura de pantalla de la configuración de las superficies de control a través de la aplicación "Control Geometry- pestaña trim & speed" de "Plane-Maker".

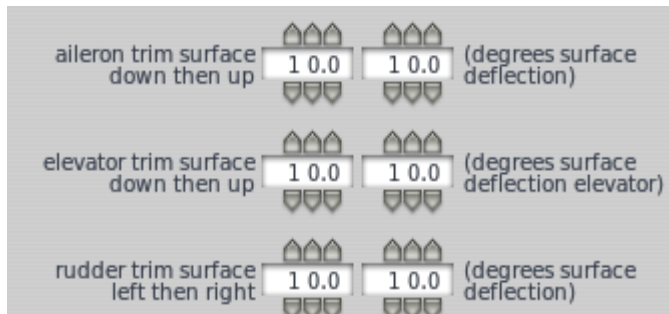
Sobre esta pestaña trabajaremos en la relación que hay entre el trim de las superficies de control y su acción sobre las mismas.

Para este caso en la misma forma en la que se trabajó sobre el punto anterior (4.4.1.) se configurarán los datos solamente de alerón, elevador y timón de cola (aileron, trim, Rudder)



Pudiendo separar en 3 columnas la configuración del funcionamiento del trim las cuales serán detalladas en la siguiente página

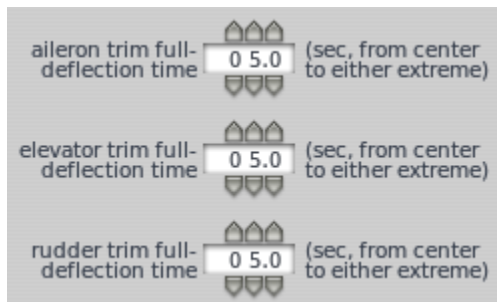
a. Columna de configuracion de desplazamiento de la superficie de control debido al trim.



en estas ventanas de configuracion debemos ingresar el angulo minimo y maximo al que la superficie de control se ve desplazada por el uso del trim.

Para nuestro caso se tomo que el trim actue sobre todo el desplazamiento de las superficies de control lo que equivale a un angulo de $\pm 10^\circ$.

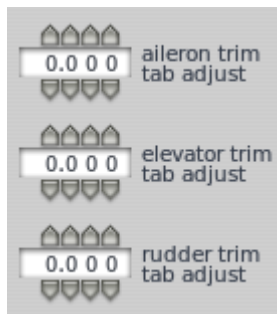
b. Columna de configuracion del tiempo de deflexion de las superficies de control debido al trim



en estas ventanas de configuracion se debera ingresar el tiempo en segundos que demora la superficie de control de estar en su posicion central, a los angulos extremos de deflexion comandados por el trim.

Para nuestro caso se tomo 5 segundos como el tiempo que tarda la superficie de control en realizar la deflexion de 0° a $\pm 10^\circ$ debido al accionamiento del trim.

c. Columna de configuracion de trim tab.



en estas ventanas configuraremos la condicion central del trim, ya que para algunas aeronaves que poseen trim tab la condicion central del mismo supone un desplazamiento del trim una determinada cantidad de grados para lograr contrarrestar un efecto aerodinamico no deseado, un ejemplo de esto es el trim tab del timon de cola de la aeronave "IA-58 Pucara" que posee un desplazamiento en su posicion central del trim para contrarrestar el efecto de momento de guiñada provocado por el giro de ambas helices en el mismo sentido.

En nuestro caso para a aeronave simulada se decidio dejar todas las posiciones centrales de los trim de las diferentes superficies de control sin desplazamiento inicial central para poder evaluar la diferencia entre las cualidades de vuelo con la aeronave real.

4.5. Creación y configuración de la planta motora de la aeronave simulada.

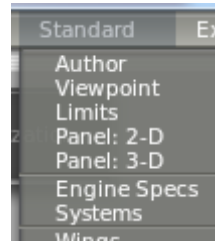


Figura 41- Selección de la herramienta engine specs de Plane Maker

Para acceder a la configuración deberemos entrar en Plane Maker a la pestaña standard y luego desde ahí hacer click en “Engine Specs”.

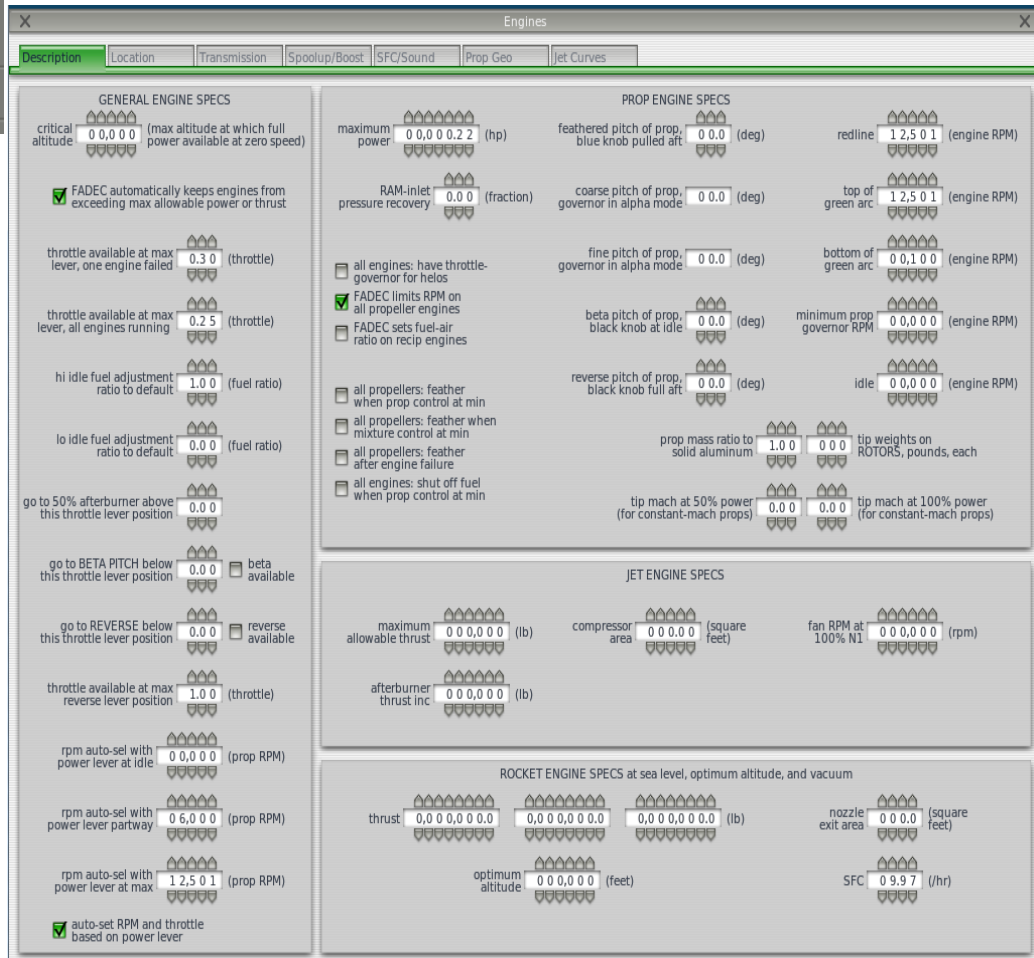


Figura 43-Captura de pantalla de la herramienta de configuración y creación de plantas motoras “Engines” de “Plane Maker”

Una vez abierta la ventana de Engine Specs, podremos observar que la misma posee 7 pestañas de trabajo, para el caso de la aeronave simulada solo trabajaremos con las siguientes pestañas:

- Description.
- Location.
- Transmission.

Las cuales serán descriptas a continuación.

a)Pestaña Description

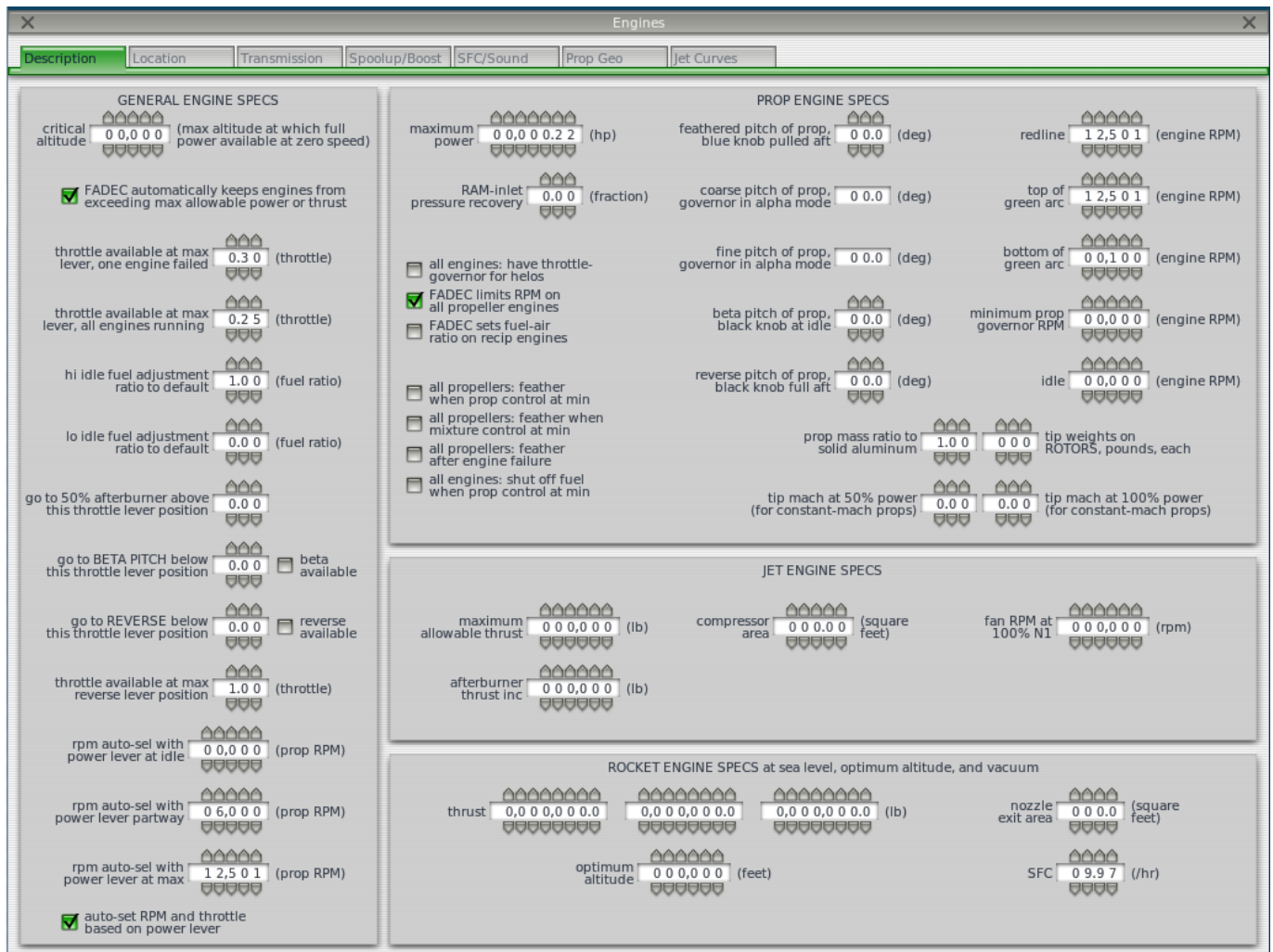


Figura 44-Captura de pantalla de la pestaña "Description" de la herramienta "Engines" de "Plane Maker"

en esta pestaña nos permite configurar diferentes aspectos del funcionamiento del motor de la aeronave simulada, a primera vista vemos que la misma posee 4 ventanas principales:

- a)General Engine Specs.
- b)Prop Engine Specs.
- c)Jet Engine Specs.
- d)Rocket Engine Specs.

De los cuales para la aeronave simulada solo se usaran y detallaran las ventana a)General Engine Specs y b)Prop Engine Specs. Debido a que se esta trabajando con un motor electrico .

a) General Engine Specs:

GENERAL ENGINE SPECS

critical altitude (max altitude at which full power available at zero speed)

FADEC automatically keeps engines from exceeding max allowable power or thrust

throttle available at max lever, one engine failed (throttle)

throttle available at max lever, all engines running (throttle)

hi idle fuel adjustment ratio to default (fuel ratio)

lo idle fuel adjustment ratio to default (fuel ratio)

go to 50% afterburner above this throttle lever position

go to BETA PITCH below this throttle lever position beta available

go to REVERSE below this throttle lever position reverse available

throttle available at max reverse lever position (throttle)

rpm auto-sel with power lever at idle (prop RPM)

rpm auto-sel with power lever partway (prop RPM)

rpm auto-sel with power lever at max (prop RPM)

auto-set RPM and throttle based on power lever

En esta ventana se nos permite realizar la configuración del funcionamiento de la planta motora en función de la posición del control de potencia de la misma.

En primera instancia seleccionamos FADEC para que exista una regulación eléctrica del motor para que el mismo no pueda entregar mayor potencia que la especificada ni se exceda en las rpm máximas de funcionamiento de la hélice.

FADEC automatically keeps engines from exceeding max allowable power or thrust

Luego debemos seleccionar las r.p.m. de la hélice en función de la palanca de potencia del motor, en nuestro caso se trabaja en 3 puntos

Cuando el control de potencia se encuentra en mínimo o ralentí.

rpm auto-sel with power lever at idle (prop RPM)

Cuando el control de potencia se encuentra en su posición media.

rpm auto-sel with power lever partway (prop RPM)

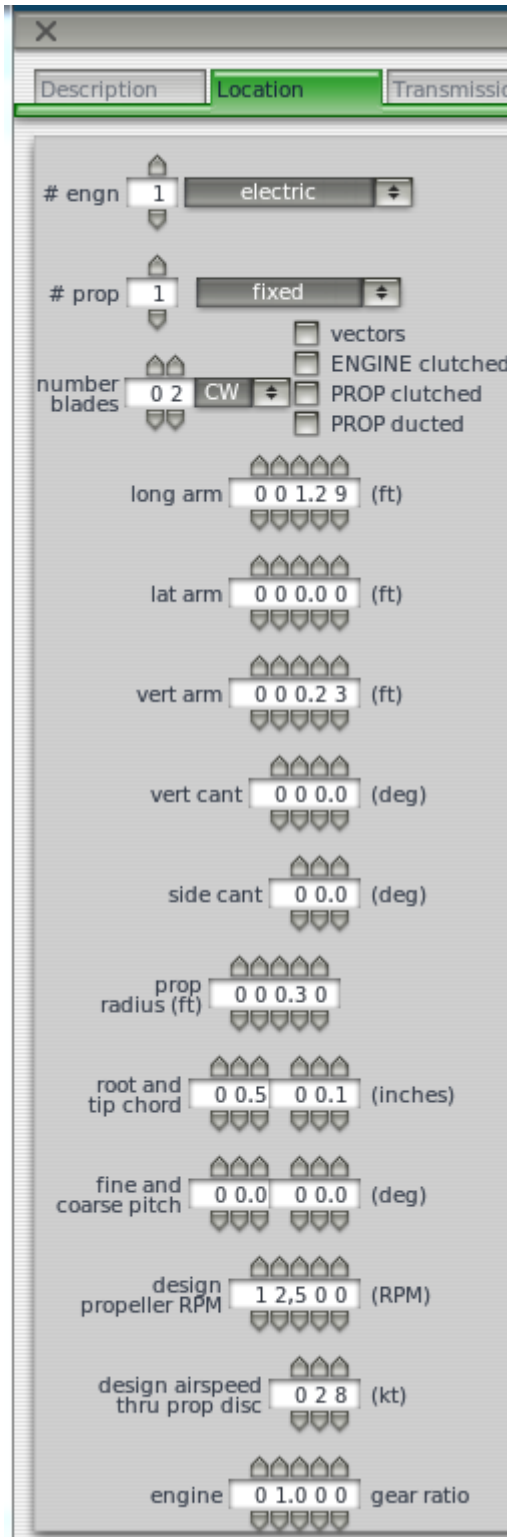
Cuando el control de potencia se encuentra en su máxima posición.

rpm auto-sel with power lever at max (prop RPM)

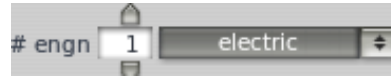
Para finalizar y lograr el funcionamiento del motor en función del control o palanca de potencia debemos hacer click en.

auto-set RPM and throttle based on power lever

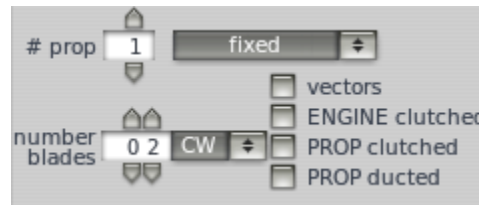
b)Pestaña Location



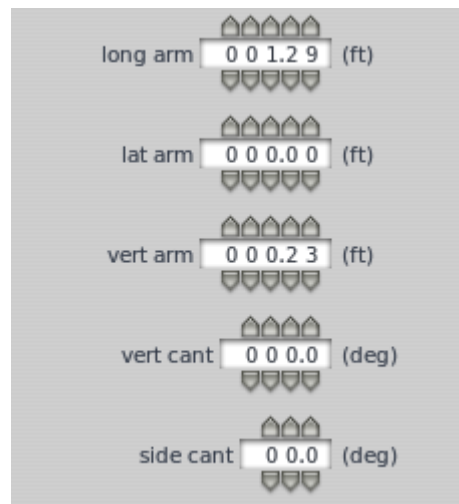
en primera instancia deberemos especificar la cantidad de motores y el tipo de planta motora que posee la aeronave, en este caso es 1 planta motora electrica.



Luego se debera especificar la cantidad de helices que dicha planta motora propulsa, en nuestro caso es 1 helice bipala de paso fijo con giro antihorario.



A continuacion debemos establecer la posicion de la planta motora y la helice con respecto al fuselaje.



Luego ingresamos los datos de la helice, como su radio, cuerda raiz , cuerda puntera

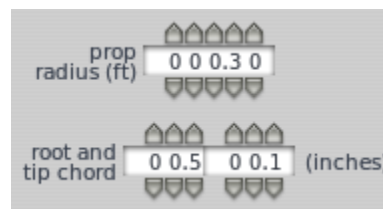


Figura 45-Captura de pantalla de la pestaña "Location" de la herramienta "Engines" de "Plane Maker"

el paso de la helice,



las rpm de diseño de la helice



, la velocidad de diseño de la helice sobre el area de disco de helice que en este caso se tomo la velocidad crucero de la aeronave



y la relacion de transmision entre la helice y el motor.



c)Pestaña Transmission

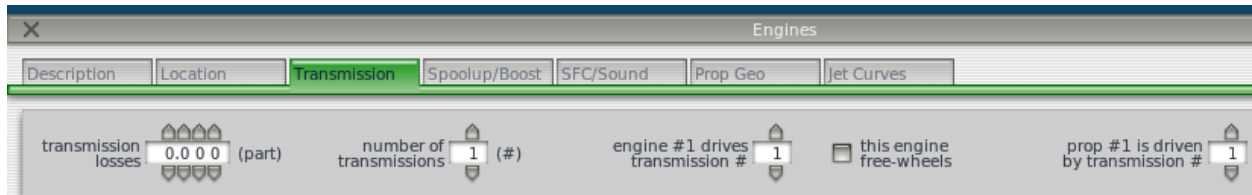


Figura 46 –Captura de pantalla de la pestaña “Transmission” de la herramienta “Engines” de “Plane Maker”

La pestaña transmission me permite configurar las perdidas mecanicas en la transmision, la cantidad de transmisiones que posee la planta motora, y a que helice propulsa cada transmision, para nuestro caso por tratarse de un motor electrico de 1 sola helice montada en el eje del motor, se consideraron nulas las perdidas por transmision mecanica.

Una vez configuradas las diferentes pestañas de la ventana Engine Specs (especificaciones de motor) debemos proceder a cargar el perfil aerodinamico asociado a la helice, esto se realiza en forma analoga a lo explicado en el punto 4.3.4. de dicho trabajo, debido a que no se sabe cual

4.6 Configuración del peso y centraje la aeronave simulada.

Para acceder a la configuración deberemos entrar en Plane Maker a la pestaña standard y luego desde ahí hacer click en "Weight and Balance".



Figura 47- Selección de la herramienta "Weight and balance" de Plane Maker

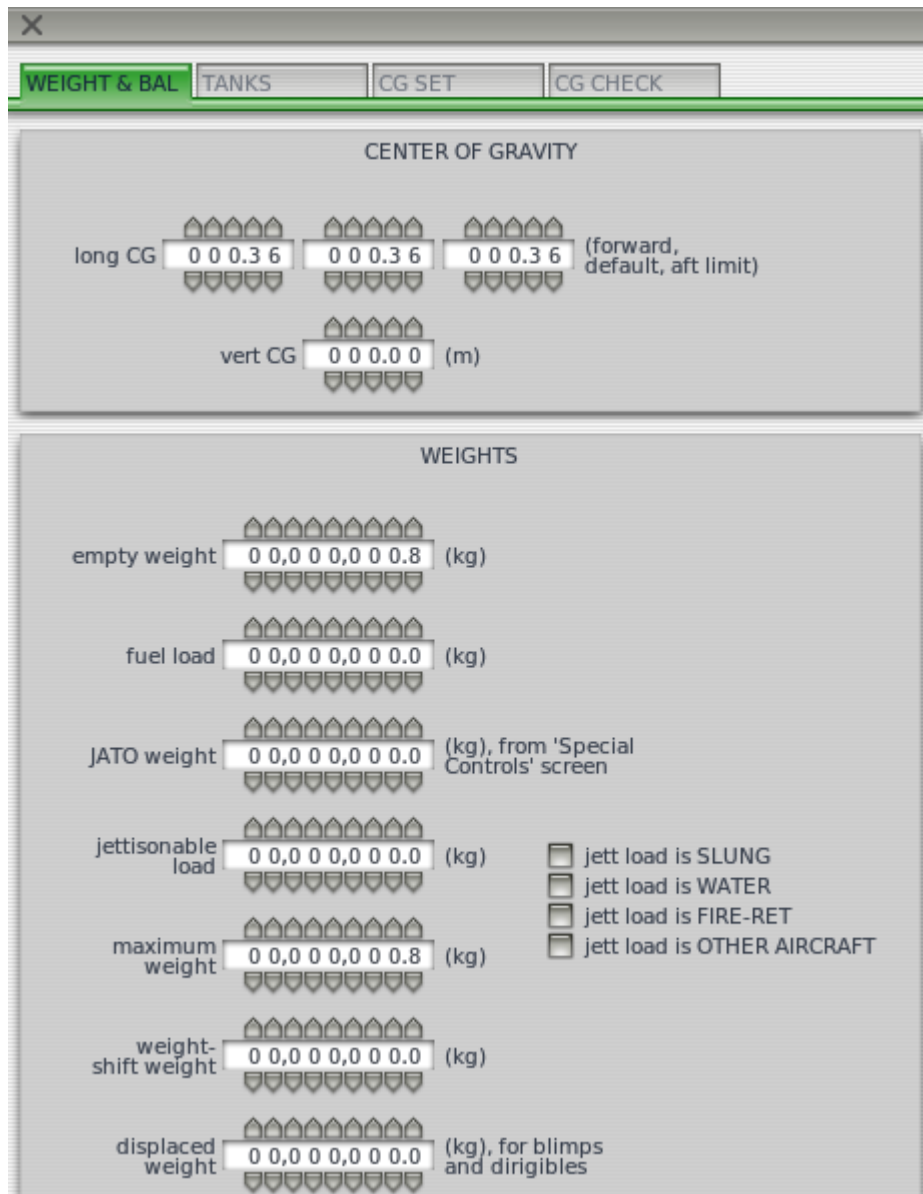
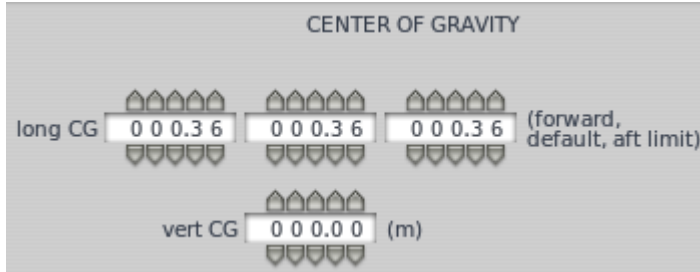


Figura 48-Captura de pantalla de la herramienta "Weight and Balance" de "Plane Maker"

Una vez abierta la ventana de peso y balanceo, podremos observar que la misma posee 4 pestañas de trabajo, para el caso de la aeronave simulada solo trabajaremos con la primer pestaña que esta dividida en dos zonas



La primer zona "Center of gravity" (centro de gravedad), me permite realizar el posicionamiento del centro de gravedad de la aeronave simulada.

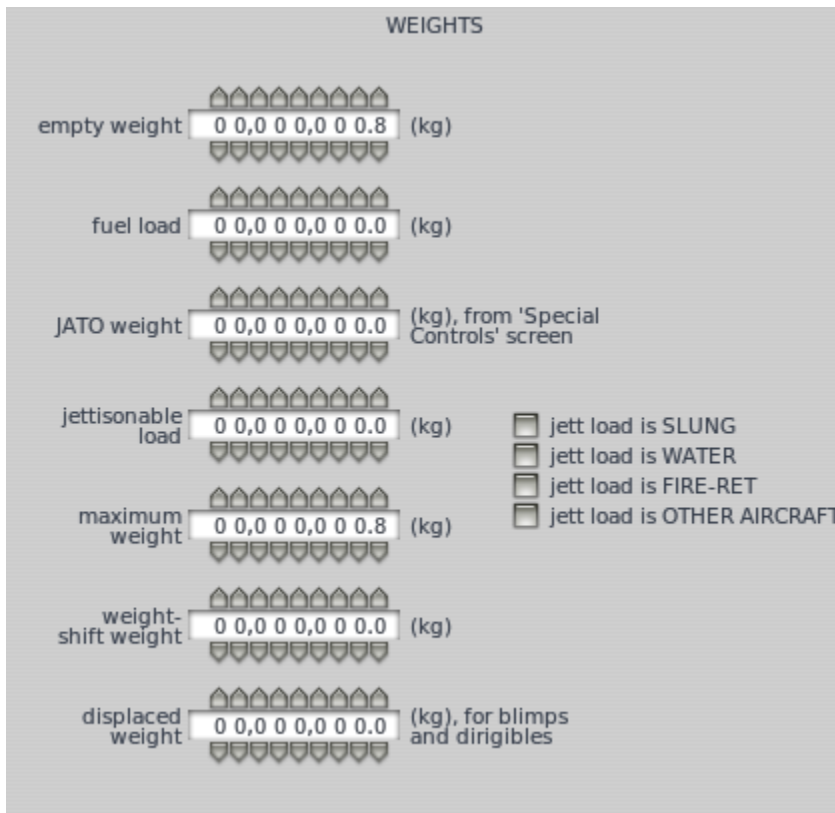
Siguiendo el eje longitudinal de la aeronave simulada, me permite ingresar primero el limite mas adelantado del centro de

gravedad, luego el centro de gravedad de la aeronave, y luego el limite mas atrasado del centro de gravedad.

En nuestro caso para todos los puntos se dejo el centro de gravedad unico ya que al utilizar una planta motora electrica no hay variacion del centro de gravedad, encontrandose el mismo a 36 cm de la nariz del fuselaje.

Luego me permite ingresar la posicion del centro de gravedad según el eje vertical de la aeronave.

En la segunda zona "weights" (pesos) se nos permite ingresar los pesos caracteristicos de la aeronave



Para nuestro caso solo se llenaron dos items, el primero es el peso de la aeronave vacia.



Y luego el peso maximo de la aeronave, que en nuestro caso es el mismo peso que la aeronave vacia.



5. Ensayos

En el siguiente capítulo se describirán las herramientas de adquisición de datos y los procedimientos utilizados para realizar los ensayos de vuelo en dos diferentes ambientes con la aeronave simulada a través del sistema X plane y los mismos ensayos en la aeronave real utilizando la herramienta mission planner.

5.1 Adquisición de datos

Cada uno de los ambientes de ensayo posee su propio sistema de adquisición de datos, el aseguramiento de la adquisición de los datos garantiza la integridad de los datos adquiridos y asegura que el tiempo de ensayos fue usado efectivamente.

5.1.1 Adquisición de datos en ambiente simulado.

La adquisición de datos realizada en el vuelo de la aeronave simulada se realiza a través del sistema de adquisición de datos interno de X-Plane .

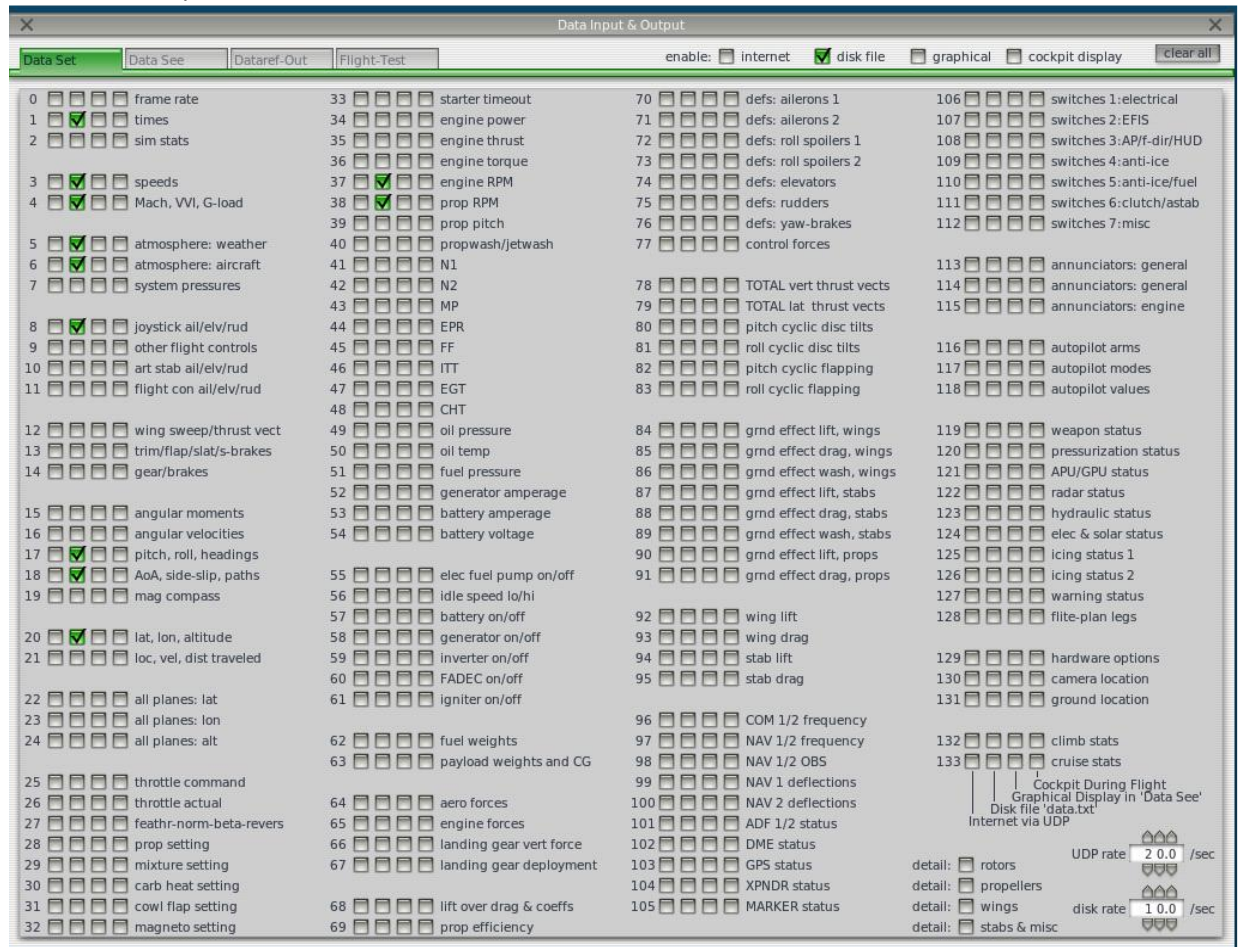


Figura 49-Captura de pantalla de la herramienta “Data Input & Output” de adquisición de datos de “X-Plane 10 “

Esta ventana es accedida a través de la pestaña “Settings” y dentro de la misma hay que hacer click dentro de “Data input & Output” de la pantalla principal de X Plane.

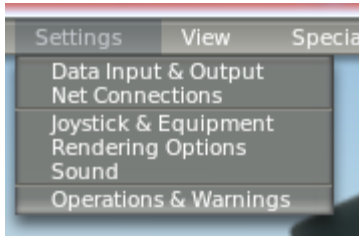


Figura 50-Selección de la herramienta “Data Input & Output” de “X-Plane 10”.

la ventana “Data input & Output” permite seleccionar los datos que se requieran grabar para un determinado ensayo en una determinada frecuencia de muestreo, los cuales son escritos en un archivo generico de datos llamado Data.txt.

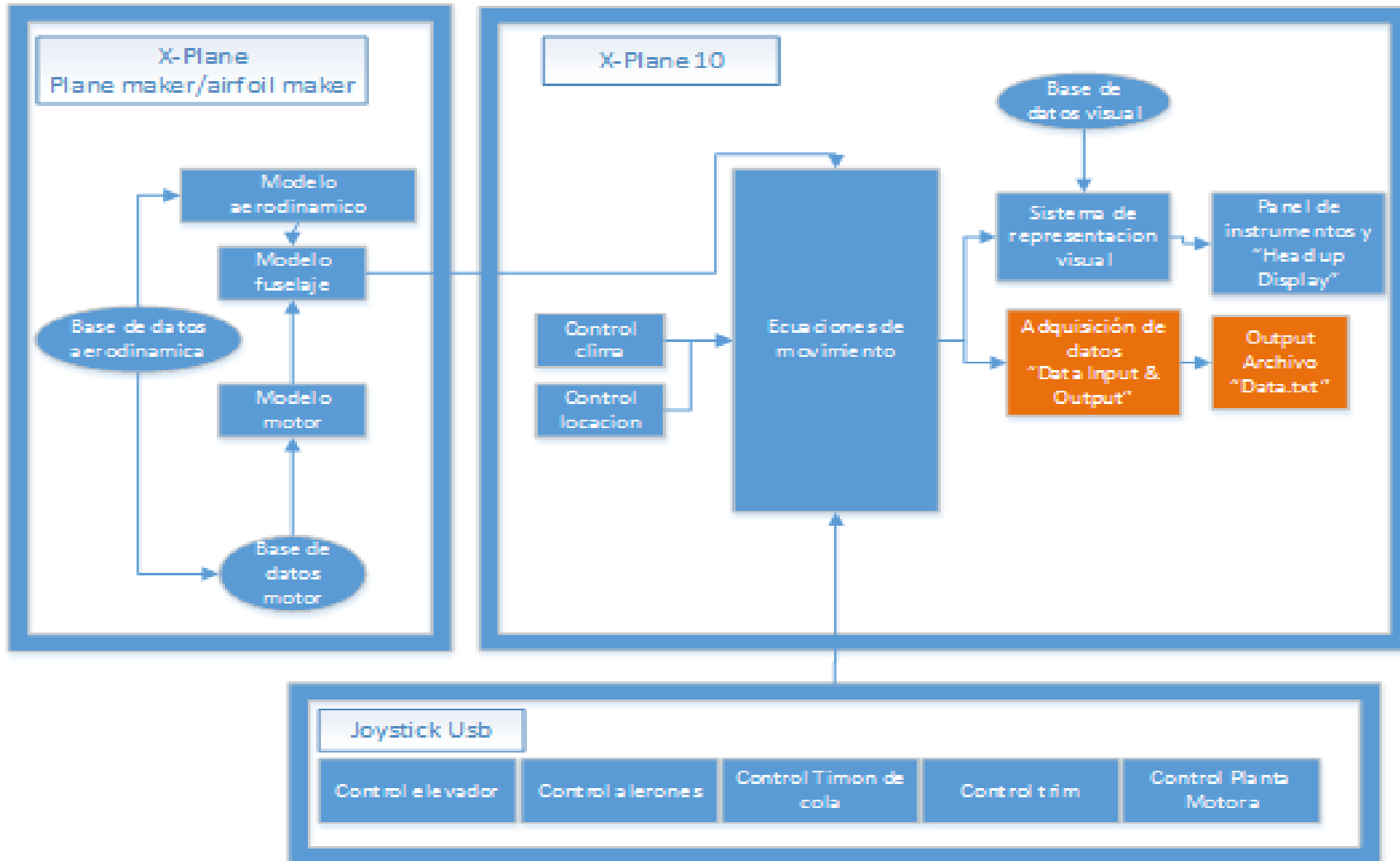
Una vez que la aeronave esta en la configuracion correcta para empezar el ensayo en vuelo los datos requeridos deben ser seleccionados en la pantalla “Data Input & Output” ,luego hay que tildar “disk file” y cerrar la ventana volviendo a la simulacion. Quedando X-plane grabando los datos de vuelos seleccionados en tiempo real, hasta que la maniobra se finalice. Luego se vuelve a abrir la pantalla de selección de datos “Data input & output” y la opcion disk File es destildada para parar la grabacion de datos en tiempo real.

Una vez que la aeronave este en la configuracion correcta para la proxima maniobra requerida a ensayar, el procedimiento de adquisicion de datos debe ser repetido , quedando dichos eventos plasmados por separado en el archivo Data.txt , el cual el mismo puede ser abierto luego a traves del programa Microsoft Excel que nos permite graficar dichos datos.

Data: Bloc de notas								
Archivo Edición Formato Ver Ayuda								
_vind,_kias	_vind,_keas	vtrue,_ktas	vtrue,_ktgs	_vind,_mph	vtrue,mphas	vtrue,mphgs	_Mach,ratio	_VVI,_fpm
-72.74791	0.74120	0.76103	0.01943	-83.71680	0.87578	0.87555	0.00115	0.07966
-46.24590	0.71512	0.73426	0.00392	-53.21883	0.84498	0.00461	0.00111	1.23078
-16.39735	0.88275	0.90637	0.00019	-18.86974	1.04303	0.00022	0.00137	0.45720
-5.73989	0.70878	0.72775	0.00004	-6.60535	0.83748	0.00005	0.00110	0.16782
-2.01270	1.20475	1.23700	0.00009	-2.31618	1.42351	0.00011	0.00187	0.08348
68.95108	69.10719	71.82011	71.25333	79.34749	82.64911	82.15153	0.10904	486.71304
70.59924	70.73313	73.51807	72.27913	81.24415	84.60309	83.42799	0.11162	504.27084
71.31033	71.37686	74.19910	73.34753	82.06247	85.38680	84.69755	0.11266	570.64539
72.89434	72.97341	75.87018	74.42180	83.88531	87.30985	85.92462	0.11520	592.07629
73.27787	73.33063	76.25289	75.43456	84.32667	87.75027	87.08848	0.11578	604.60455
74.00021	74.06178	77.02470	76.50652	85.15793	88.63844	88.31241	0.11696	603.05389
74.71209	74.76672	77.76704	77.30673	85.97714	89.49272	89.24066	0.11809	605.37866
75.62096	75.66817	78.71667	78.26051	87.02306	90.58553	90.34995	0.11954	616.36206
77.08603	77.12361	80.24356	79.13714	88.70902	92.34264	91.37907	0.12186	634.06628
77.88525	77.91331	81.07845	79.97759	89.62875	93.30341	92.35291	0.12313	651.96973
78.57522	78.60246	81.80912	80.82303	90.42275	94.14426	93.32467	0.12425	660.83069
79.32165	79.34397	82.59452	81.61711	91.28172	95.04808	94.24545	0.12544	668.53363
80.52066	80.54105	83.85491	82.33633	92.66152	96.49851	95.09297	0.12736	682.79608
81.26688	81.28022	84.63941	83.01407	93.52026	97.40131	95.88389	0.12856	701.00366
81.76109	81.76002	85.15425	83.67229	94.08898	97.99377	96.64521	0.12935	713.21210
81.60467	81.61593	85.01920	84.37239	93.90897	97.83836	97.43800	0.12915	715.31824
82.12386	82.13541	85.57556	85.03517	94.50645	98.47860	98.20712	0.13000	716.16211
82.69024	82.69854	86.17814	85.63574	95.15823	99.17204	98.91758	0.13092	727.96442
83.21989	83.22564	86.74355	86.16828	95.76775	99.82269	99.54726	0.13178	746.00195
83.91881	83.92274	87.48685	86.66373	96.57204	100.67808	100.13022	0.13292	762.42072
84.66125	84.66419	88.27699	87.10905	97.42644	101.58734	100.65567	0.13413	777.85870

Figura 51-Captura de pantalla Archivo de adquisición de datos “Data.txt” generado por “X-plane 10”.

5.1.2 Arquitectura de adquisición de datos de ensayos en ambiente simulado.



5.1.3 Adquisición de datos de ensayo en ambiente de vuelo real.

Para la adquisición de datos del vuelo de la aeronave real utilizaremos la herramienta de adquisición de datos provista por "Mission Planner" junto con el Controlador de vuelo automatico "ardupilot" y su sistema de enlace inalámbrico que posee.

La grabación de los datos se realiza en forma automática y se guarda en un archivo de terminación ".tlog" que es generado por mission planner durante el vuelo. Luego desde mission planner se procede a ingresar a dicho archivo desde la pestaña flight data.



Figura 52-Captura de pantalla de la aplicación de la estación de control terrestre "Mission Planner"

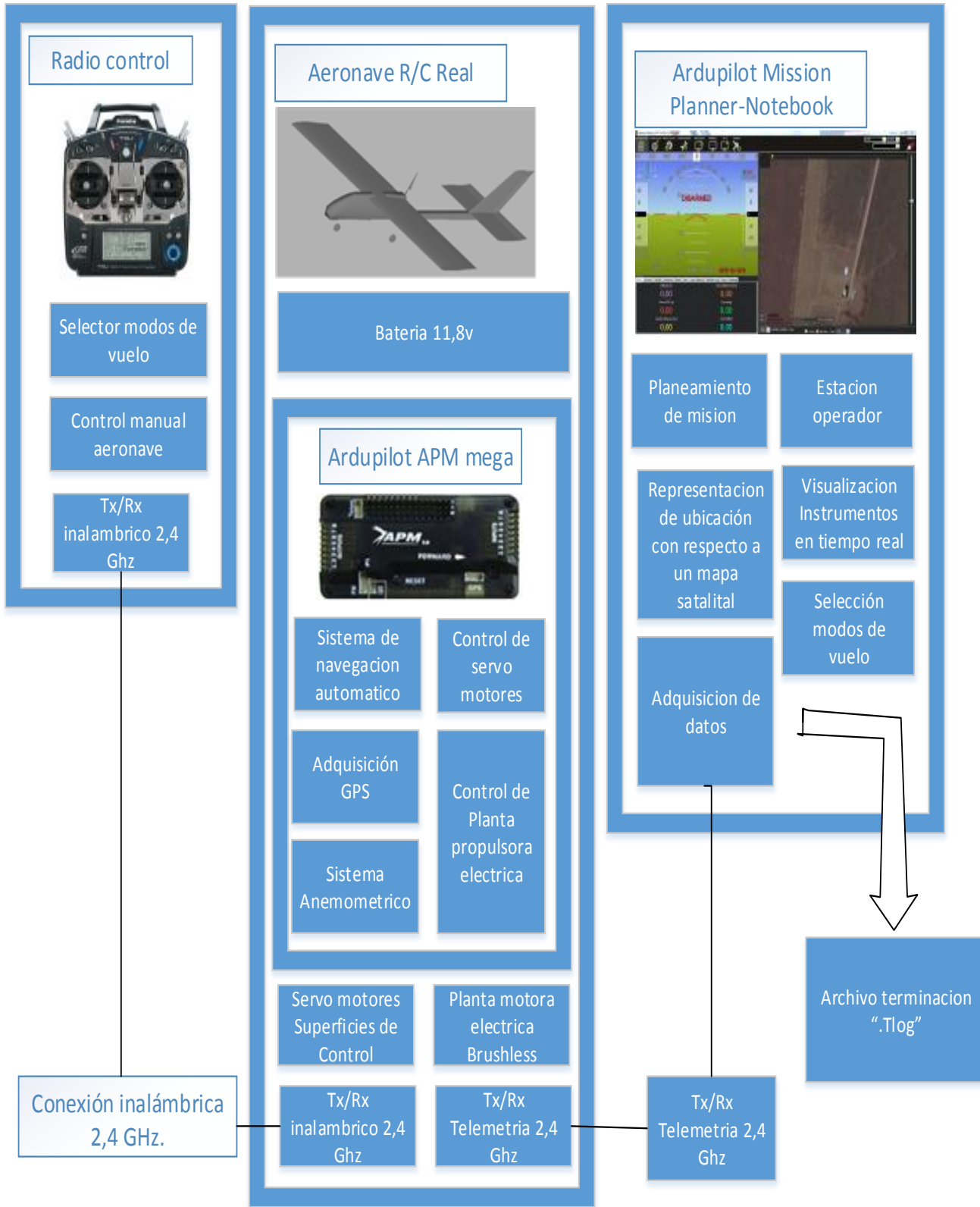
Si observamos en la esquina inferior de la pantalla se puede ver una selección de pestañas, en la cual una indica "logs telemetria" abriendo la misma y seleccionando Cargar log se permite cargar el archivo ".tlog" generado anteriormente y poder visualizar el vuelo realizado a través del head up display, y la visualización en mapa de la aeronave en vuelo.

Al realizar un click en Log<KML nos permite visualizar los parámetros obtenidos del vuelo en una pantalla separada permitiendonos comparar y superponer diferentes parámetros a elección del usuario.



Figura 53-Captura de pantalla de visualizador de log de telemetría de "Misión Planner"

5.1.4. Arquitectura adquisición de datos ambiente de ensayos real.



5.2 Ensayos de perdida

Se buscar destacar las características y calidad de la maniobrabilidad del avión ante la pérdida repentina de sustentación, en las distintas configuraciones posibles de vuelo a las cuales puede estar sometido el avión.

Siendo los principales objetivos del ensayo:

- A. Determinar la velocidad de perdida para la aeronave en cuestión a diferentes altitudes.
- B. aplicar las correcciones necesarias para obtener la velocidad de perdida en condiciones estándar y compararlas con la performance garantizada de la aeronave.
- C. detectar posible problemas en las distintas fases de vuelo.
- E. Determinación de los efectos de potencia sobre la pérdida.
- F. Determinar la velocidad a la cual ocurren cambios de actitud no comandados
- G. Determinar la velocidad en la cual se presentan fenómenos de vibración estructural.

5.2.1 Procedimientos de ensayos de pérdida:

El avión deberá estar trimado para vuelo a una velocidad de entre el 13 al 30 % por sobre la velocidad de referencia de perdida V_s con el motor en las rpm deseadas y el avión en la configuración para la cual la velocidad de perdida será determinada a una altura de 75 metros.

Luego, utilizando solo el control longitudinal para reducir la velocidad, buscara mantener una deceleración constante de 1 knot/s hasta que el avión entre en pérdida total debiéndose realizar un número suficiente de ensayos de pérdida para cada configuración critica de peso, altitud, Centro de gravedad, y configuración externa para obtener la suficiente información para definir la velocidad de perdida de manera precisa.

Hay que destacar que se realizara el mismo procedimiento tango para la aeronave real, como para la aeronave simulada.

Puntos de ensayo:

Punto de ensayo	Peso [kg]	C.G. [%M.A.C]	Angulo de inclinacion [°]	R.p.m [%]	Velocidad de Desaceleracion [Knots/s]	Repeticiones	1,3 Vs [knots]
1	0,784	0	85%	-1	1	16
2	0,784	0	0%	-1	1	16

5.3 Ensayo de giro estacionario.

Se buscar destacar las características y calidad de la maniobrabilidad del avión durante la maniobra de realizar un giro estacionario a 30º de inclinación. En las distintas configuraciones de vuelo en la cual puede estar sometida la aeronave.

Siendo el principal objetivo del ensayo:

- A. Determinar la capacidad de la aeronave para mantener un giro estacionario.
- B. Ver la reacción de las R.P.M. de la planta motora durante la maniobra.
- C. Demostrar la estabilización de la velocidad indicada a un Angulo de inclinación, altitud y factor de carga constante.

5.3.1. Procedimiento de ensayo de giro estacionario:

Con la aeronave volando recto y nivelado a 22 nudos se llevara la aeronave a un grado de inclinación de 30º y se la trimara para mantener estable el grado de inclinación y la altura, una vez estabilizada la velocidad indicada se considerara finalizada la maniobra.

Esta maniobra se determinara en la aeronave simulada, ya que en la aeronave real, debido a la latencia entre la información enviada del "ardupilot" a "Mission Planner" se vuelve difícil en modo manual de configurar el giro estacionario con una inclinación de 30º.

Puntos de ensayo:

Punto de ensayo	Peso [kg]	C.G. [%M.A.C]	Angulo de inclinacion [º]	R.p.m [%]	Velocidad de Desaceleracion [Knots/s]	Repeticiones	Vmaniobra [knots]
1	0,784	30º derecha	85%	-	1	22
2	0,784	30º izquierda	85%	-	1	22

5.4 Ensayo de Estabilidad dinamica longitudinal.

Se estudia el comportamiento de la estabilidad dinámica del movimiento de perturbación del avión, ósea a partir de una condición de vuelo de referencia correspondiente con un crucero a altitud y velocidad constantes.

En mecánica de vuelo se especifica que una aeronave es dinámicamente estable si ante cualquier perturbación respecto a la condición de vuelo de referencia, la amplitud de las variables de perturbación tiende a cero cuando el tiempo tiende a infinito.

5.4.1 Procedimiento de ensayo de estabilidad dinamica longitudinal.

Con la aeronave trimada en vuelo recto y nivelado a una determinada velocidad indicada se llamara a cabrear la aeronave y se soltara el mando abruptamente, de esta manera la aeronave deberia entrar en el modo fugoide. Se tomara los valores rpm , angulo de cabeceo, velocidad indicada y altura hasta que la aeronave reestablezca el equilibrio.

Puntos de ensayo:

Punto de ensayo	Peso [kg]	C.G. [%M.A.C]	Angulo de inclinacion [°]	R.p.m [%]	Velocidad de Desaceleracion [Knots/s]	Repeticiones	Vmaniobra [knots]
1	0,784	0	85%	-	1	22
2	0,784	0	100%	-	1	22

5.5. Ensayo en vuelo de un circuito mediante Piloto automatico.

El objetivo de dicho ensayo es que tanto la aeronave real como la simulada puedan realizar un plan de vuelo autonomo programado desde el programa mission planner para luego realizar la comparacion de variables de ambos ensayos y comparar los resultados en el ambiente de ensayos real versus el ambiente de ensayos simulado en la plataforma de simulacion de ingenieria.

Antes de explicar el plan de vuelo de la aeronave y su programacion es util realizar una breve descripcion de las utilidades de "Mission Planner" debido a que va a ser la estacion de control terrestre de los ensayos del piloto automatico "Ardupilot", asi como tambien debemos aclarar que trabajaremos con la version de codigo "AR2.45 Ap V2.78 AC" que sera cargada desde mission planner en la placa "APM Ardupilot".

la version que usaremos de "Mission Planner" sera la 1.3.37. la cual nos permitira realizar un enlace inalambrico para la aeronave real y uno de tipo ip para la aeronave simulada, permitiendonos adquirir en tiempo real informacion de la aeronave y el sistema de piloto automatico durante el vuelo.

Para el ensayo de la aeronave simulada se usara la arquitectura propuesta en el punto 2.3.4.1 y 2.3.4.2

En la figura 54 podremos ver la captura de pantalla de la pantalla principal de Mission planner que es la representacion visual y numerica de los datos adquiridos en tiempo real de la aeronave en vuelo con sus principales características remarcadas, asi como tambien tendremos la habilidad de usar el mouse de la computadora para activar comandos de control de la mision requerida para la aeronave, mientras se controla la posicion de la aeronave en tiempo real y pudiendo modificar los waypoints de vuelo previamente planificados.

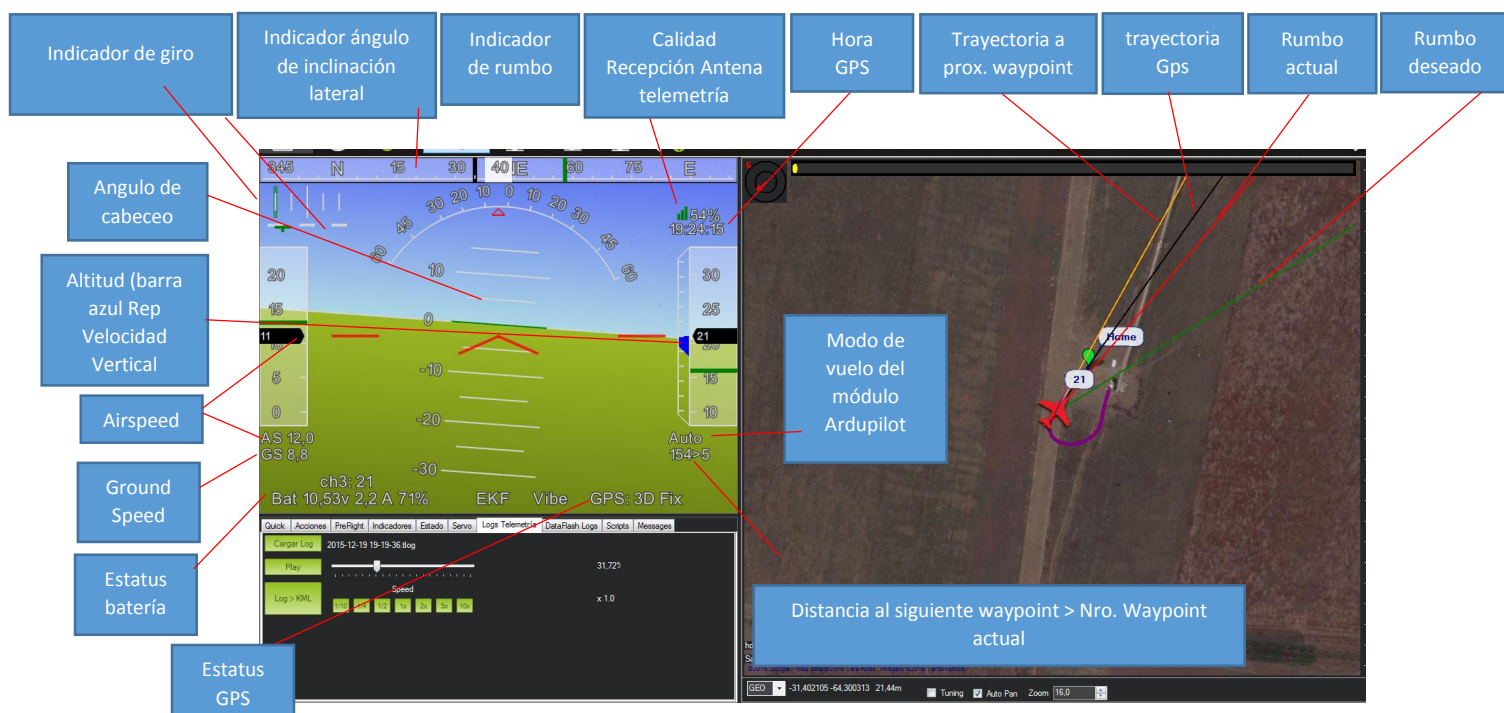


Figura 54 –captura de pantalla de mission planner, que actuara como una estación de control terrestre durante el ensayo en vuelo.

Otra funcion de “mission planner” a traves de la pestaña “Flight Plan” es asistir en la creacion de cada uno de los detalles de planeamiento de una mision autonoma ,como la definicion de los waypoints, altitud, velocidad, velocidades de ascenso, velocidades de descenso, despegue y aterrizaje. Una vez finalizada la tarea de planeamiento puede ser pre-cargada en la placa “APM Ardupilot”, o enviada a la aeronave en vuelo dependiendo de la conexión de telemetria.



Figura 55-Captura de pantalla Pestaña “Flight Plan” de “Mission Planner”

la pestaña “Initial Setup” de “mission planner” es de donde podemos realizar la carga del codigo “AR2.45 Ap V2.78 AC” que sera usado en el modulo “APM Ardupilot” de la aeronave, tanto para los ensayos de la aeronave real como la simulada.

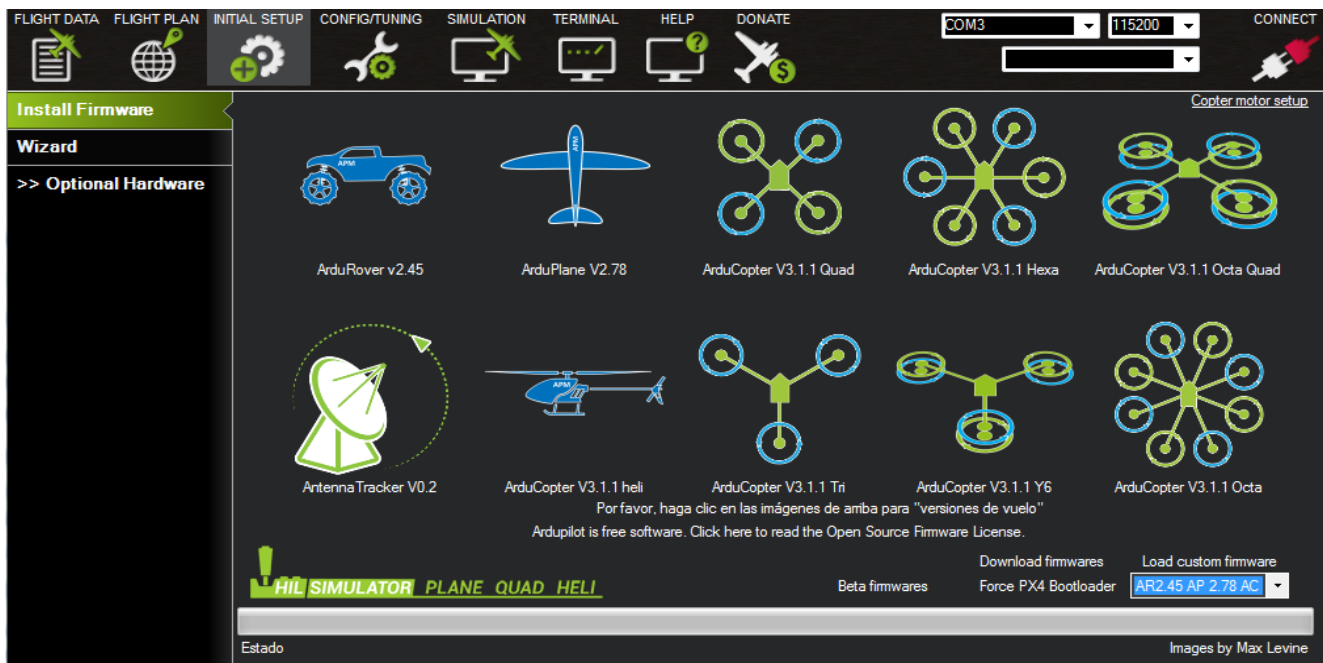


Figura 56-Captura de pantalla de la pestaña “Initial Setup” de “mission Planner”.

En la pestaña “Config/Tuning” se posee una interfaz gráfica de usuario que nos permite ingresar diferentes parámetros de configuración de los controles PID que maneja el modulo “APM Ardupilot”, así también como la configuración de trim, diferentes modos de vuelo, Opciones en caso de falla, Etc.



Figura 57-Captura de pantalla de la pestaña “Config/Tuning” de “Mission Planner”.

La pestaña simulación nos permite controlar la configuración de la conexión entre el Controlador “APM Ardupilot y el simulador de vuelo X-Plane 10.



Figura 58-Captura de pantalla de la pestaña “Simulation” de “Mission Planner”

La ultima pestaña "Terminal" es una herramienta de comunicación a través de puerto serial que nos permite la comunicación directa con el controlador "APM Ardupilot". En la terminal el usuario puede realizar algunas pruebas para verificar el funcionamiento de sensores, ver y bajar los logs, ver la configuración actual del autopiloto y ajustar los parámetros de radio.

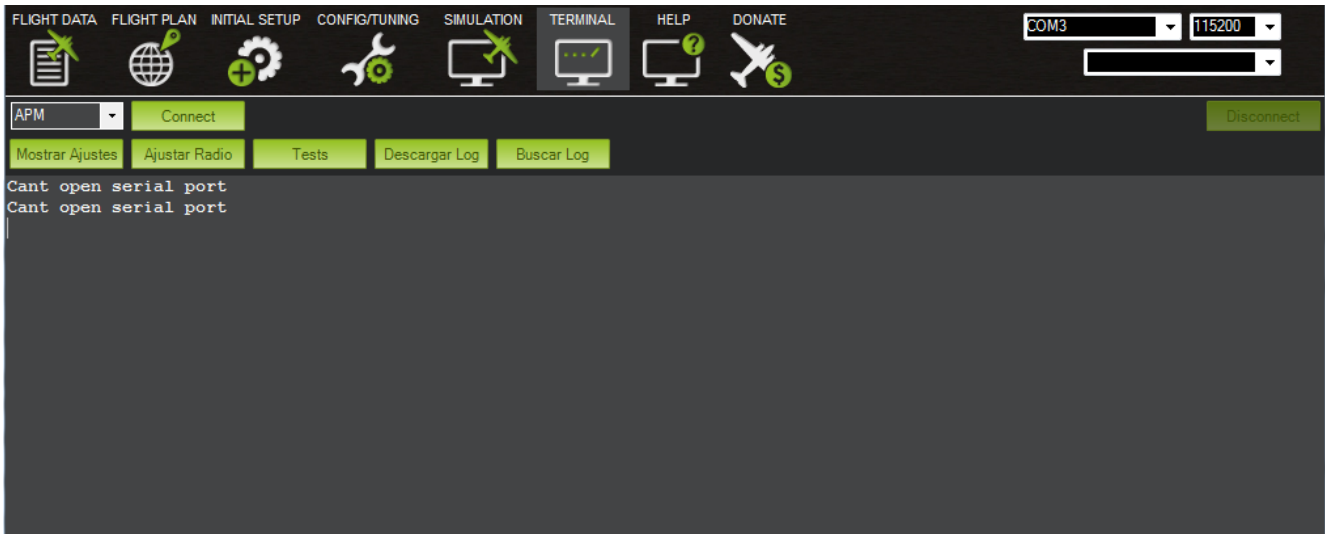


Figura 59-Captura de pantalla de la pestaña "Terminal" de "Mission Planner".

Plan de vuelo:

Para la creación del plan de vuelo autónomo utilizamos la pestaña de plane maker "Flight Plan" en la que se utilizaron 14 waypoints, en los cuales se desarrollan giros en ambas direcciones, ascensos y descensos, siempre alrededor de una zona de seguridad, preestablecida en el aeródromo de la mezquita.

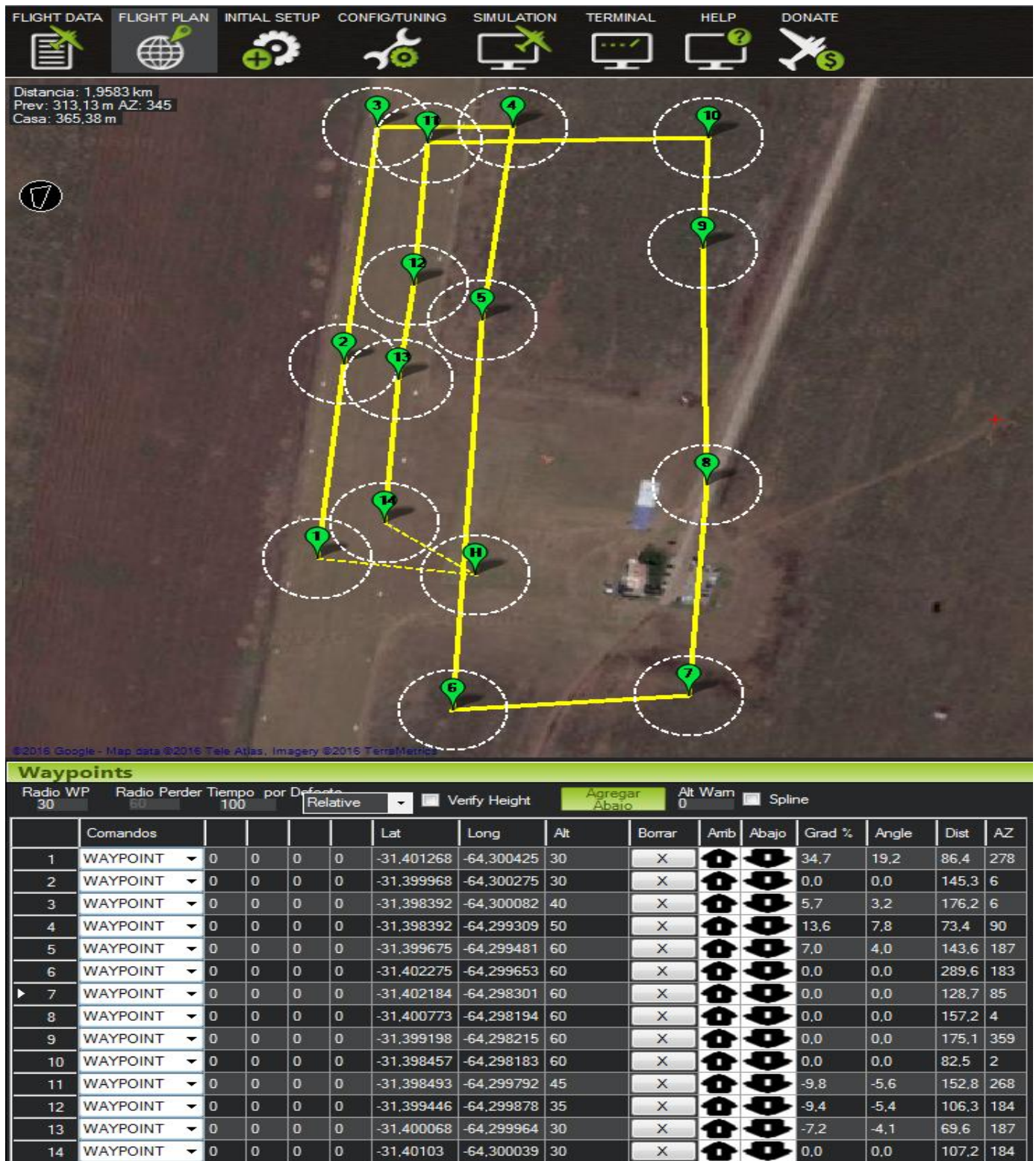


Figura 60-Captura de pantalla del plan de vuelo programado en "flight Plan"

Perfil de vuelo:

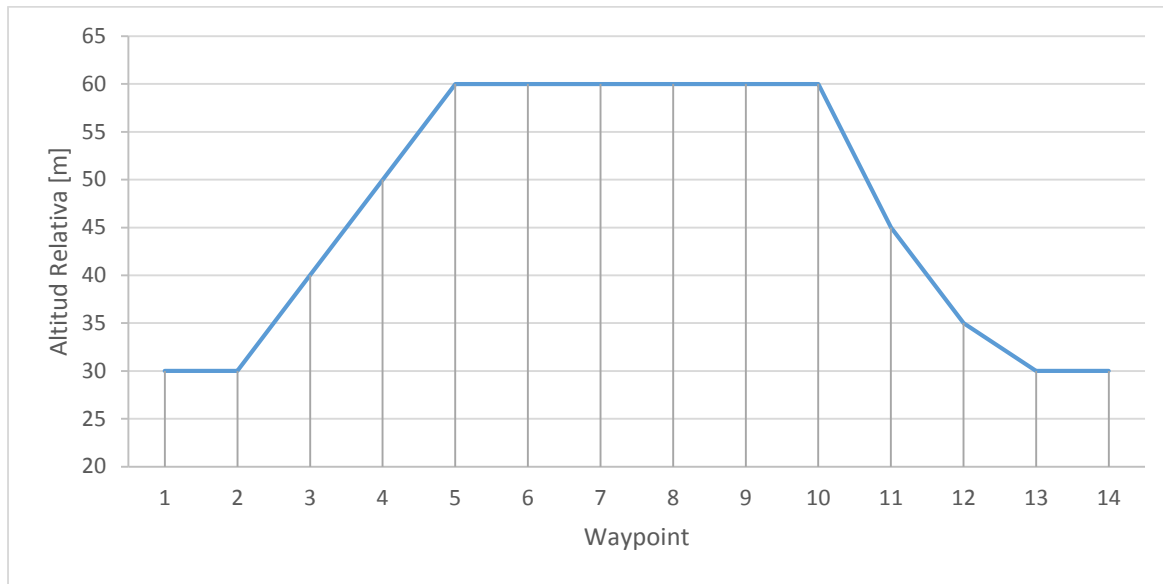


Figura 61 –Perfil de vuelo del ensayo en modo de vuelo autónomo.

Procedimiento de ensayo:

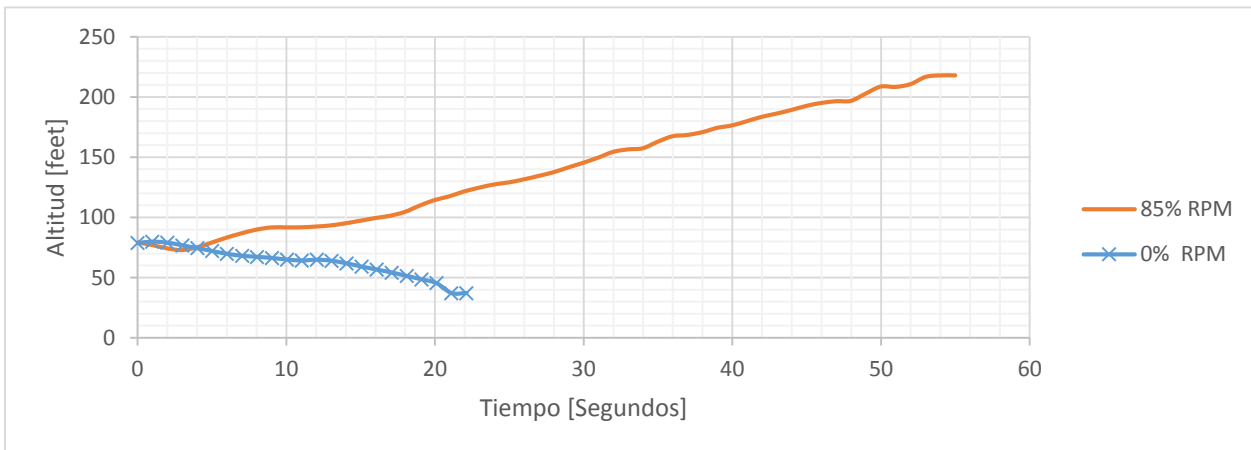
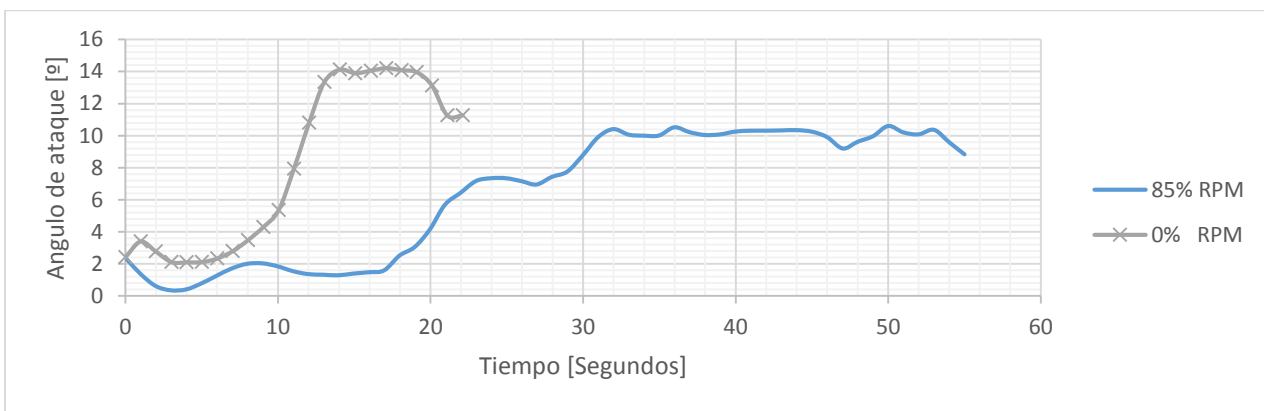
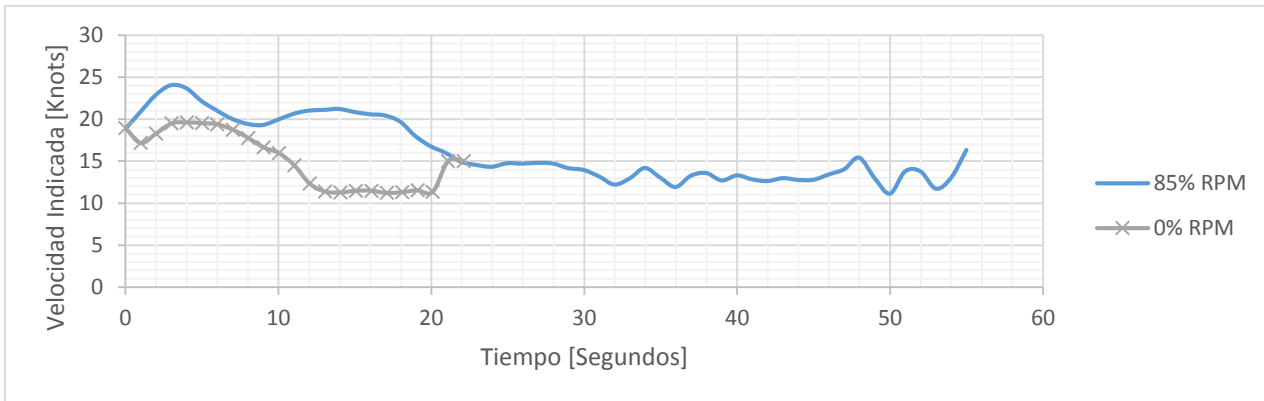
Se realizara el despegue en modo manual en el ambiente real y simulado, luego se activara el comando auto desde el radio control y se dejara a la aeronave realizar el circuito autonomo preestablecido hasta que la misma complete los waypoints. Una vez terminado se procedera a guardar el archivo .log de telemetria y se compararan los datos de ambos vuelos.

Con respecto al vuelo en el ambiente simulado, el mismo debera ser realizado luego del vuelo de la aeronave real para imponer en el ambiente simulado las mismas características ambientales del vuelo real.

6. Resultados

6.1 Resultados Ensayos de perdida

Ambiente de vuelo simulado



Ambiente de vuelo Real

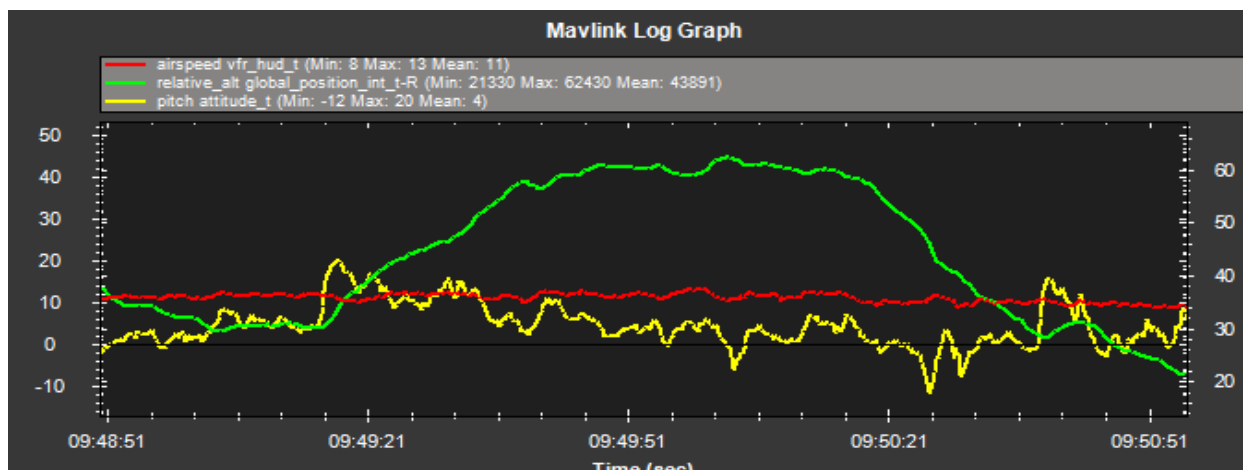


Figura 62-Resultado de ensayo de perdida sin potencia en la aeronave real (Airspeed Vfr_hud_t [Kts], Relative_alt [m], pitch attitude_t [°])

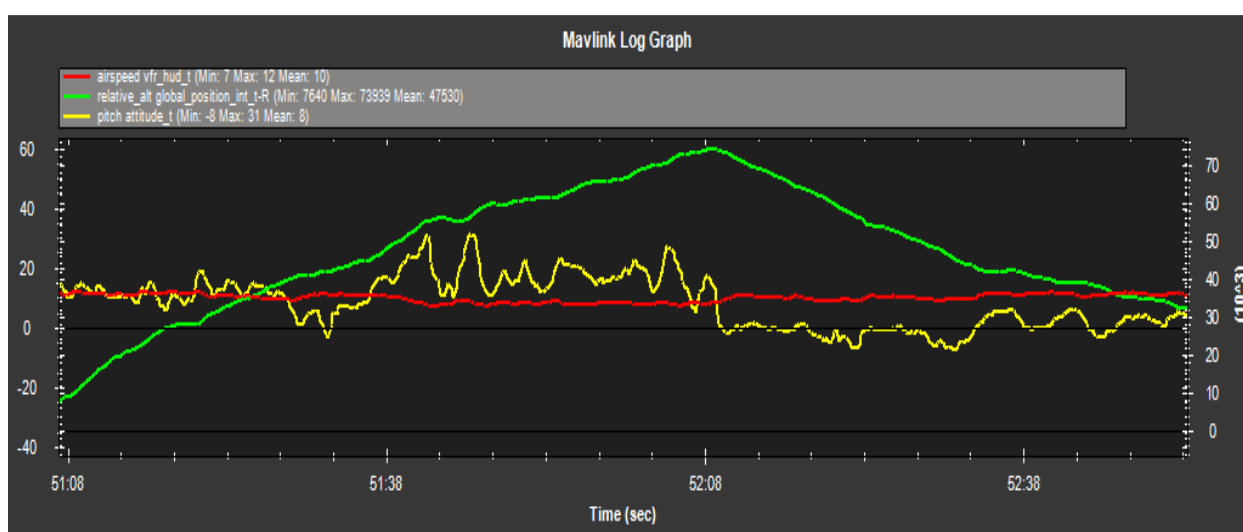


Figura 63-Resultado de ensayo de perdida con potencia en la aeronave real (Airspeed Vfr hud_t [Kts], Relative_alt [m], pitch attitude_t [°])

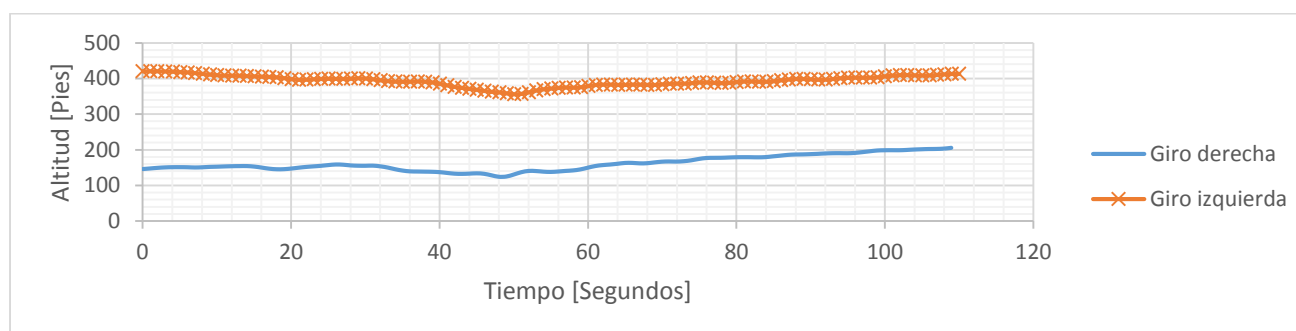
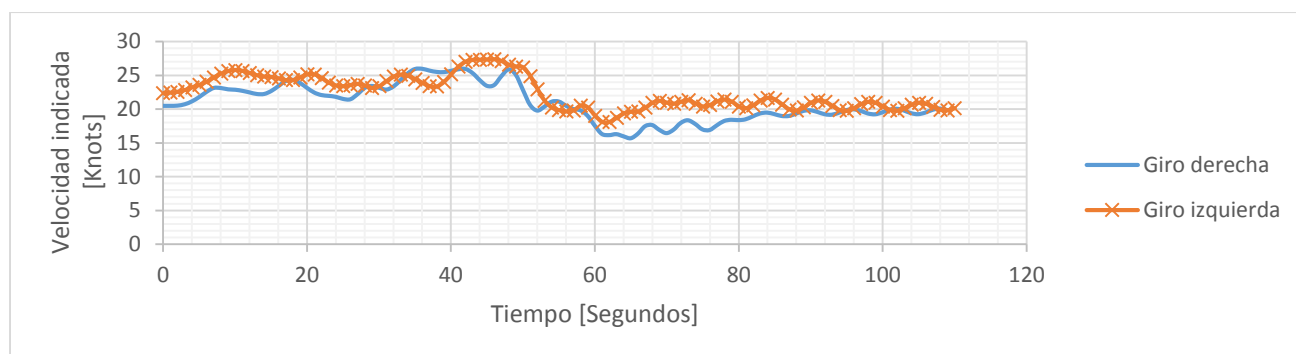
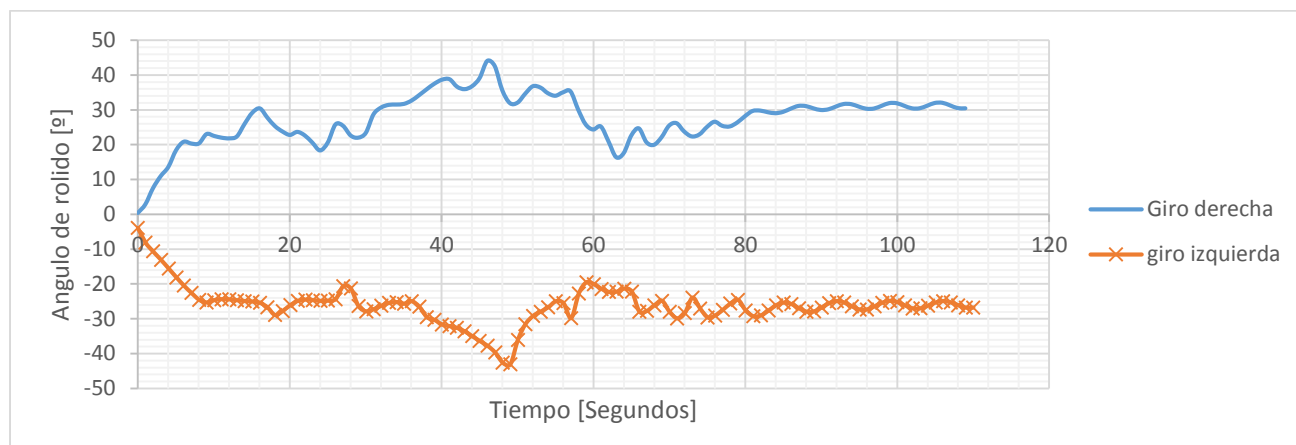
En el ambiente de vuelo simulado se puede observar para el ensayo de perdida con y sin potencia la velocidad de perdida encontrada es similar, siendo 12,5 Knots para la perdida con potencia y 11,5 knots para la perdida sin potencia, en donde en la perdida con potencia la aeronave sigue ascendiendo debido a la potencia entregada por el motor.

Al observar los datos de angulo de ataque se puede ver que la perdida sin potencia presenta su maximo en alrededor de 14 grados, mientras que para la perdida con potencia se ve que el angulo de ataque maximo es claramente menor, llegando a los 10,3 grados. Siendo ambos angulos de ataque muy cercanos a los graficos obtenidos a traves del software "XFLR-5".

En la aeronave simulada se pueden observar que hay una diferencia maxima de ± 2 Knots con los resultados de los ensayos de perdida en la aeronave real en donde para la perdida sin potencia la misma se ubico en los 11 knots y la perdida con potencia en los 10 Knots, pudiendo observarse que para la perdida sin potencia la aeronave en ningun momento se pierde el control de los comandos, en cambio en la perdida con potencia se da el efecto de la falta de potencia de los controles longitudinales de la aeronave no pudiendo de esta forma hacer que siga tomando angulo de ataque la aeronave y entre en perdida.

Uno de los principales puntos de la diferencia entre los resultados de las perdidas en ambiente simulado versus el ambiente real, se debe a la dificultad de realizar con eficacia el ensayo en el ambiente real a traves del radio control.

6.2 Resultados ensayos de giro estacionario.

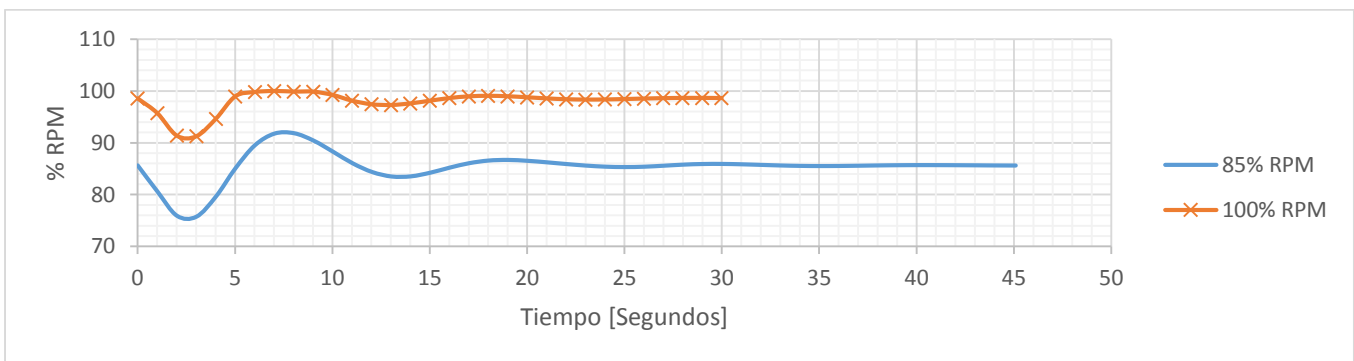
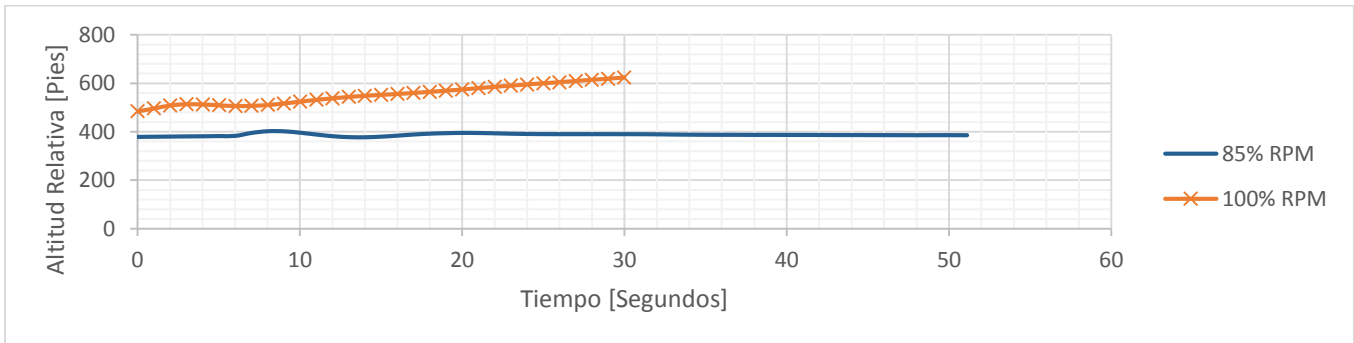
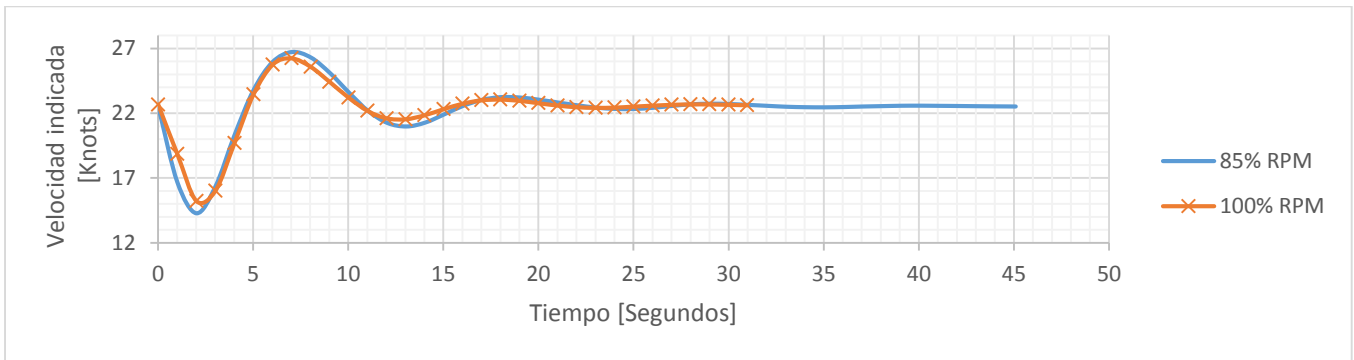
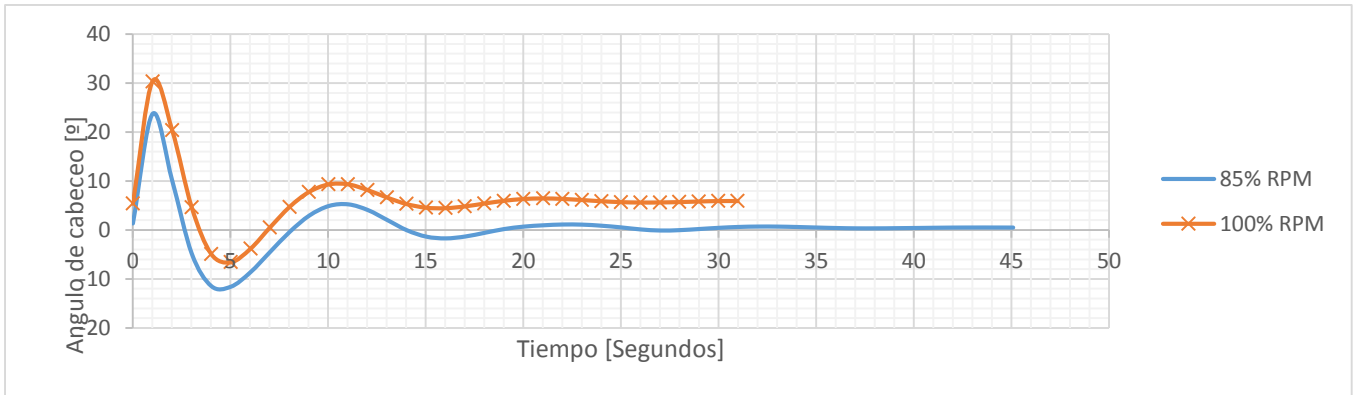


Los ensayos de giro estacionarios a 30° tanto a izquierda como a derecha mostraron una consistencia en sus resultados, pudiendose ver similitudes en ambos giros, y la capacidad de mantener una altitud de vuelo durante el giro, con respecto a la velocidad se ve un claro incremento de la misma durante la fase inicial de la maniobra y luego una estabilizacion de la misma en alrededor en 20 Knots , para ambos sentidos de giro pudiendo mantener el angulo de rolido de la aeronave constante.

Este ensayo no pudo ser comparado con el ensayo en ambiente real debido a que por el retraso de los paquetes de informacion de telemetria , en el modo manual de vuelo es muy dificil poder calibrar un giro estacionario como corresponde en el angulo deseado, por lo que se opto solo por representarse en el ambiente de vuelo simulado.

6.3. Resultados de ensayos de estabilidad dinámica longitudinal

Ambiente de vuelo Simulado



Ambiente de vuelo real

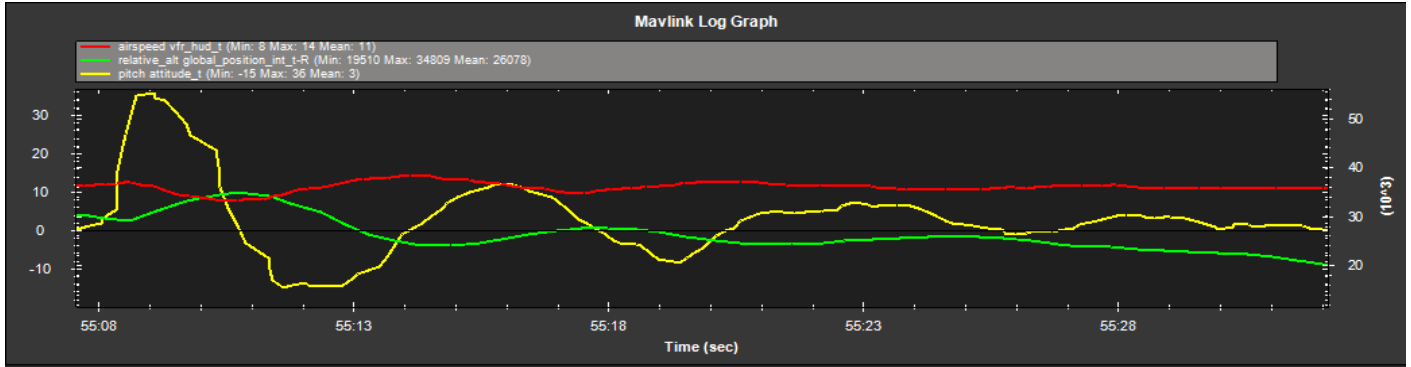


Figura 64-Resultado de ensayo de estabilidad dinámica longitudinal en la aeronave real (Airspeed Vfr hud_t [Kts], Relative_alt [m], pitch attitude_t [°])

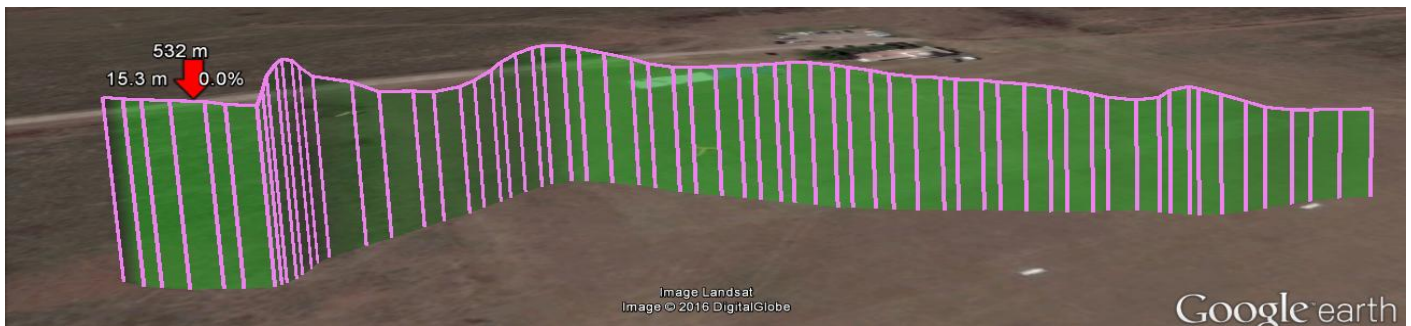


Figura 65-Captura de pantalla del perfil de vuelo del ensayo real en Google maps..

Se puede observar claramente una similitud con los resultados del ambiente simulado ya que se observa que para una excitación de los comandos longitudinales, se demora 20 segundos en amortiguarse la perturbación.

6.4 Resultado de seguimiento de circuito en modo de vuelo autónomo.

Ambas aeronaves despegaron en forma manual y luego de alcanzar una altitud de 20 metros se activo el comando Auto lo que da inicio a la funcion de vuelo autonomo de ambas aeronaves, en la siguiente imagen podremos observar la trayectoria de vuelo en rojo de las mismas y el perfil de elevacion logrado destacando que para el ambiente de ensayos simulado, se completaron dos veces el mismo plan de vuelo autonomo.



Figura 66 – Trayectoria de vuelo obtenida por la aeronave real en modo de vuelo autónomo “Auto”.



Figura 67 – Trayectoria del vuelo obtenida por la aeronave simulada en modo de vuelo autónomo “Auto”.

Resultados Ambiente de vuelo real

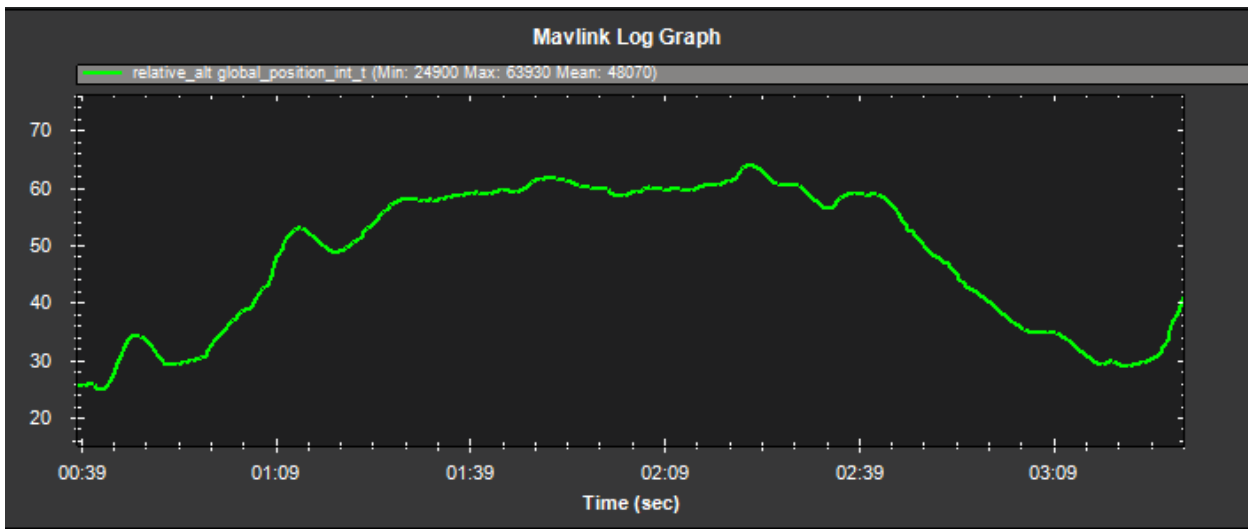


Figura 67-Perfil de vuelo obtenido mediante el vuelo autónomo de la aeronave real (Altitud relativa expresada en metros).

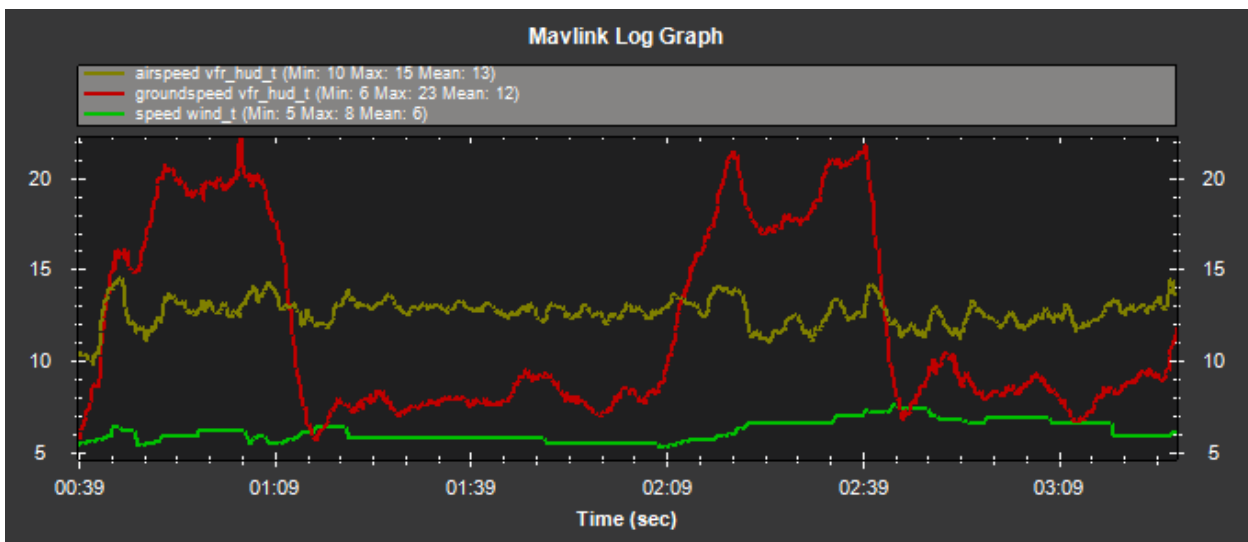


Figura 68-Perfil de vuelo obtenido durante el primer vuelo autónomo de la aeronave real. (Velocidades expresadas en nudos)

Resultado Ambiente de vuelo Simulado.

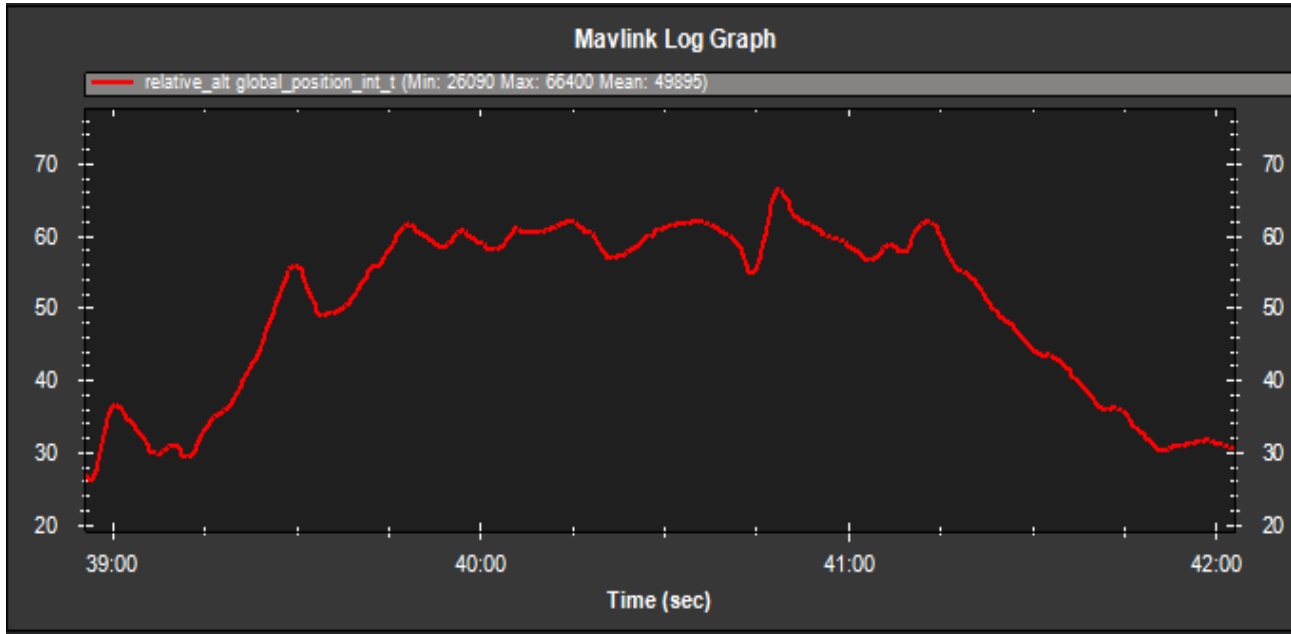


Figura 69-Perfil de vuelo obtenido mediante el primero vuelo autónomo de la aeronave simulada. (Altitud relativa expresada en metros).

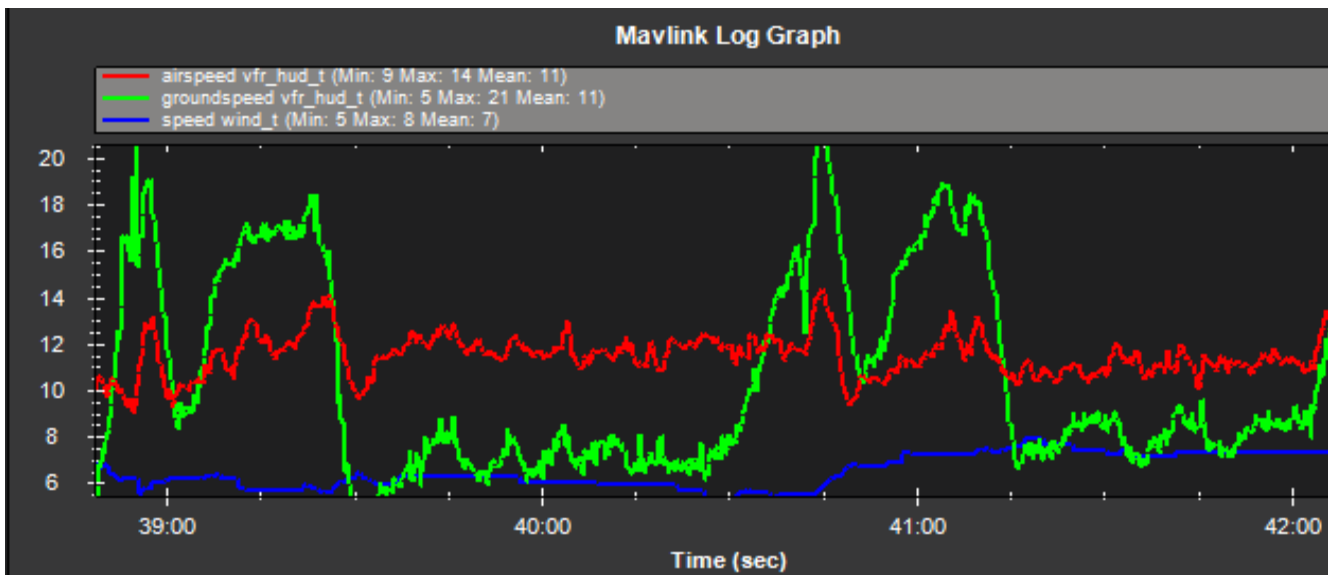


Figura 70-Perfil de vuelo obtenido durante el segundo vuelo autónomo de la aeronave simulada. (Velocidades expresadas en Knots)

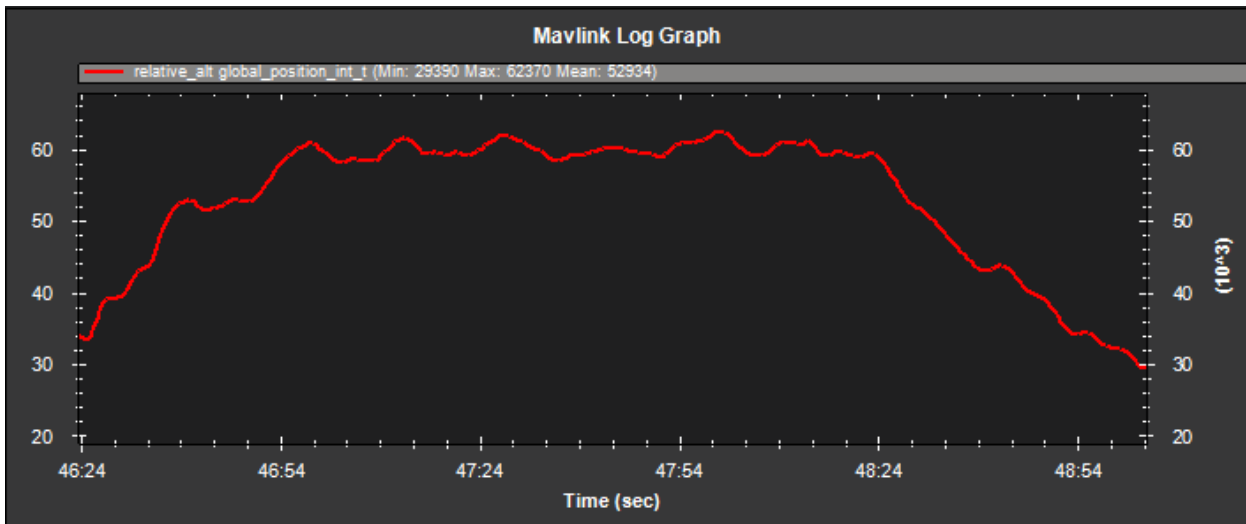


Figura 71-Perfil de vuelo obtenido mediante el segundo vuelo autónomo de la aeronave simulada. (Altitud relativa expresada en metros).

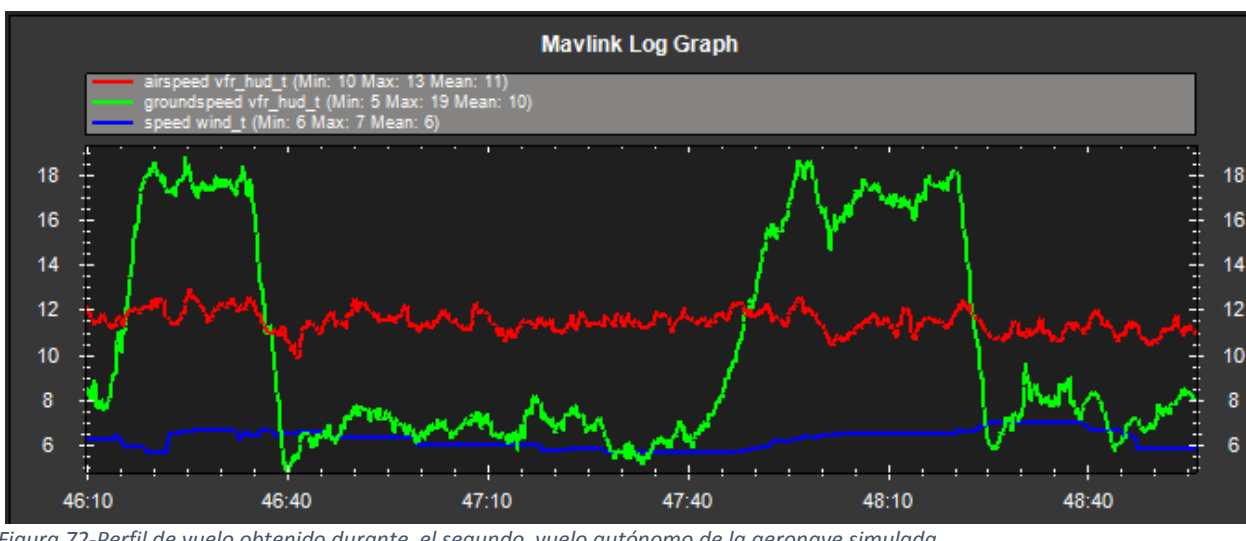


Figura 72-Perfil de vuelo obtenido durante el segundo vuelo autónomo de la aeronave simulada. (Velocidades expresadas en Knots)

Luego de comparar los datos podemos ver la relación que existe entre el modelo de vuelo de la aeronave simulada y la aeronave real, en donde podemos observar similitudes entre ambos. Y la efectividad del sistema de piloto automático "Ardupilot" para lograr realizar una misión autónoma, pudiendo ser controlado desde una estación de control terrestre con las prestaciones que ofrece "Mission Planner", dejando en claro que si bien en el ambiente simulado para las mismas condiciones se ven ligeras diferencias en los perfiles de vuelo presentados, más que todo debido a que nunca se configuró el sistema de control PID del controlador para esta aeronave.

7.Conclusiones:

En esta tesis analizamos e implementamos , la integracion de un simulador de aeronaves no tripuladas con un sistema de piloto automatico que nos permitio conformar una plataforma de desarrollo de ingenieria, pudiendo la misma ser usada tanto para el aprendizaje de futuros operadores de aeronaves no tripuladas, como para el desarrollo de la aeronave misma y sus diferentes sistemas.

El proyecto en conjunto cumplio con sus principales objetivos de comparar las capacidades de integracion de un sistema de simulacion como " X-Plane 10" que demostro que ser capaz de representar eficazmente una aeronave y sus principales características, para luego poder utilizarse en conjunto con el modulo "Ardupilot" de bajo costo y la plataforma de control terrestre "Mission Planner".

Se comprobo a traves los ensayos en vuelo, la similitud que existe entre el modelo de vuelo de la aeronave simulada con respecto a la aeronave real, y la robustez del piloto automatico del modulo Ardupilot para realizar las tareas de vuelo autonomas para una aeronave no tripulada, pudiendose trabajar a futuro sobre la implementacion de dicho sistema en aeronaves mas complejas y ensayarse sobre una plataforma de simulacion virtual.

Hay que destacar que la estacion de control terrestre " Mission Planner" facilito en todo momento la comunicaci3n entre el sistema de simulacion y el modulo ardupilot, como asi tambien permitio obtener los datos de telemetria de la aeronave de ensayos en el ambiente de vuelo real ,aunque con cierta demora debido a la transmision de los datos, pudiendo tambien concluir que "Mission Planner" no solo es una herramienta de control terrestre del modulo ardupilot, sino que puede ser usada como una herramienta muy importante de adquisicion de datos para ensayos en vuelo.

El proceso seguido en esta tesis permitira en el futuro el desarrollo de conocimiento para el dise1o de sistemas aereos no tripulados, pudiendo disminuir costos de ensayos y puesta a puntos de los diferentes sistemas, asi como tambien permitirles a los futuros operadores/pilotos adquirir y desarrollar conocimiento sobre el pilotaje de aeronaves de configuraciones no convencionales, previo al vuelo de la aeronave real.

Ya que el modulo "Ardupilot" esta inmerso en una comunidad de desarrollo open source, permitira el desarrollo de mas caracteristicas para el sistema de piloto automatico y otros subsistemas brindando nuevas oportunidades de desarrollo e innovacion a un bajo costo de implementacion, siendo esto accesible a un rango mayor de usuarios.

8.Trabajo Futuro:

Del desarrollo del modelo de vuelo y las diferentes tareas para lograr realizar la integración propuesta en este trabajo se realizaron importantes observaciones de gran interés para trabajos futuros. A continuación se detallan algunas de estas y se proponen diferentes opciones para lograr su resolución:

Modelado:

- Trabajar con una aeronave de mayor tamaño, de esa forma se podrá modelar en forma correcta la hélice de la planta motora de la aeronave.
- Trabajar sobre la carga de los perfiles aerodinámicos del ala de una forma más precisa que la que brinda "Airfoil Maker" para luego ser usada como base de datos aerodinámicos.

Controlador Ardupilot:

- Realizar un estudio sobre las limitaciones físicas del controlador (temperaturas de trabajo, tolerancia a las vibraciones, emisiones electro magnéticas) y posibles modificaciones o adaptaciones para lograr utilizarse como sistema de adquisición de datos embarcable para ensayos en vuelo de aeronaves tripuladas.
- Realizar un estudio exhaustivo del firmware "AR2.45 Ap V2.78 AC" para entender mejor las capacidades reales de control automático que posee, y poder realizarle modificaciones para cumplir requerimientos específicos de futuros usuarios.
- Realizar la configuración específica de los controles PID que posee el controlador ardupilot, para la aeronave real, de esa forma aumentando la precisión del sistema de control automático.

Mission Planner:

- Estudiar el código fuente del software, para poder modificarlo y agregar diferentes niveles de usuario, de esa forma brindando mayor seguridad al usuario sobre posibles modificaciones al Firmware del controlador "Ardupilot".
- Trabajar y desarrollar el modo de simulación Software in the Loop.

9. Bibliografía y referencias

- APM Open Source Autopilot ([http://ardupilot.com/.](http://ardupilot.com/))
- Laminar Research "X-plane Instructions Manual".
- Principles of Flight Simulation –David Allerton.
- Simulation in support of flight testing-Dennis O.Hines-Flight Test Techniques series Volume 19-ROT AGARDograph 300.
- UAV Autopilot Controllers Test Platform Using Matlab/Simulink And X-Plane. Lucio R.Ribeiro y Neusa F. Oliveira.
- Notas tematicas proyecto de aviones- Ing. Diaz.
- Aircraft Structures. David J Peery.
- Mission Planner (<http://ardupilot.org/planner/index.html#home>)

Anexo "A"

Plano de la Aeronave Real

Anexo “B”

Datos de ambiente de ensayo simulado.

Datos ensayos de perdida con 85% RPM:

_real,_time	Time sec	_Vind,_kias	pitch,_deg	__alt,ftagl	alpha,_deg
118,43025	0	18,87274	-1,89067	79,34176	2,36811
119,4251	0,99485	20,91732	-3,99894	77,10575	1,36192
120,40986	1,97961	22,8933	-4,50335	74,37656	0,61831
121,38999	2,95974	24,05411	-0,48607	72,98336	0,35282
122,39281	3,96256	23,70469	4,24315	75,16988	0,40461
123,39933	4,96908	22,16413	6,78165	79,15024	0,78046
124,38548	5,95523	21,06019	6,44789	83,19843	1,25233
125,36983	6,93958	20,06474	6,66602	86,72225	1,70603
126,38676	7,95651	19,45107	5,6014	89,86256	2,00292
127,40575	8,9755	19,31654	3,31237	91,74512	2,03213
128,39369	9,96344	19,9409	1,09933	91,79484	1,84846
129,38132	10,95107	20,62229	1,0699	91,86056	1,55341
130,38181	11,95156	21,02301	1,82543	92,44008	1,36345
131,37668	12,94643	21,10348	2,81235	93,37448	1,32526
132,36894	13,93869	21,22668	3,79814	95,11494	1,2886
133,38976	14,95951	20,8674	4,44363	97,25438	1,39819
134,39107	15,96082	20,59066	4,14923	99,4842	1,48082
135,37965	16,9494	20,45726	3,98838	101,37355	1,59553
136,3959	17,96565	19,70412	9,4056	104,58862	2,52124
137,38802	18,95777	17,98126	12,14533	109,807	3,05356
138,381	19,95075	16,78111	10,32644	114,34791	4,14777
139,36642	20,93617	15,98533	13,55526	117,44313	5,68301
140,37909	21,94884	14,92235	13,44116	121,55154	6,42075
141,40092	22,97067	14,54181	13,18117	124,71506	7,16341
142,3925	23,96225	14,33412	11,59496	127,38226	7,34069
143,37903	24,94878	14,74657	11,29103	129,04942	7,33925
144,37743	25,94718	14,7023	13,69737	131,5363	7,15846
145,37474	26,94449	14,79952	11,88876	134,37038	6,94901
146,379	27,94875	14,72002	15,27879	137,45976	7,42478
147,38686	28,95661	14,16945	16,37117	141,47366	7,75022
148,40279	29,97254	13,94688	17,96067	145,37376	8,76457
149,41519	30,98494	13,16794	21,53906	149,65717	9,90439
150,41087	31,98062	12,2125	20,69497	154,40842	10,39956
151,41376	32,98351	12,95835	14,25401	156,46829	10,05437
152,39799	33,96774	14,18784	16,13609	157,36421	9,9922
153,40593	34,97568	13,02859	28,11153	162,76163	10,00288
154,40727	35,97702	11,92078	18,20136	167,37347	10,51362
155,39491	36,96466	13,25675	13,32226	168,40276	10,21333
156,40805	37,9778	13,58701	19,32946	170,7307	10,03362
157,41992	38,98967	12,70434	18,02444	174,32043	10,07469
158,42014	39,98989	13,30583	16,53177	176,36609	10,24925
159,41338	40,98313	12,82689	21,3824	179,85741	10,30268
160,41774	41,98749	12,63229	18,81583	183,47633	10,30329
161,42842	42,99817	12,97845	17,91279	186,20386	10,32028
162,42615	43,9959	12,76576	19,67647	189,21904	10,33751
163,42938	44,99913	12,78617	18,17103	192,57281	10,23988
164,43167	46,00142	13,42289	18,25084	194,97476	9,8972

165,44644	47,01619	14,04932	14,45984	196,42583	9,1921
166,40822	47,97797	15,42075	13,72976	196,71521	9,6059
167,43715	49,0069	12,94828	31,29497	202,93082	9,9619
168,43039	50,00014	11,1289	17,28722	208,58867	10,59543
169,41673	50,98648	13,78704	9,29689	208,26811	10,19693
170,42342	51,99317	13,78704	24,02918	210,58661	10,07376
171,42935	52,9991	11,72226	23,86818	216,55281	10,35623
172,4285	53,99825	13,02859	9,65861	217,83859	9,57955
173,43037	55,00012	16,34024	9,66	217,83859	8,82691

Datos ensayo de perdida con 0% RPM:

_real,_time	time__Sec	_Vind,_kias	pitch,__deg	__alt,ftagl	alpha,__deg
790,39868	0	18,94857	4,44364	78,60569	2,42686
791,38837	0,98969	17,17277	2,46623	79,73381	3,4035
792,39154	1,99286	18,28325	-1,85756	78,8877	2,77492
793,40967	3,01099	19,50461	-3,13695	76,64341	2,11319
794,40607	4,00739	19,62456	-2,80813	74,38412	2,10181
795,41449	5,01581	19,53801	-2,95392	71,94828	2,11754
796,40662	6,00794	19,39737	-2,25375	69,61886	2,33554
797,42291	7,02423	18,74798	-0,08402	68,02724	2,79117
798,42059	8,02191	17,76975	1,1087	67,1414	3,47702
799,43719	9,03851	16,64069	2,00744	66,19206	4,29794
800,43945	10,04077	15,96085	0,8713	64,88346	5,34887
801,44324	11,04456	14,50591	9,39845	64,0882	7,93568
802,44128	12,0426	12,33995	10,09536	64,75741	10,80361
803,44214	13,04346	11,38373	7,6997	63,9136	13,34989
804,45654	14,05786	11,29174	6,34124	61,71687	14,12048
805,46478	15,0661	11,48634	5,89266	59,03683	13,8952
806,47699	16,07831	11,48634	7,44665	56,60151	14,0562
807,49286	17,09418	11,22225	7,17109	54,11358	14,21493
808,4942	18,09552	11,3148	5,81568	51,3055	14,08621
809,49286	19,09418	11,54295	6,56307	48,48999	13,96208
810,49341	20,09473	11,34932	-11,79531	45,36509	13,13647
811,50012	21,10144	15,02683	-0,46596	37,0952	11,26283
812,50745	22,10877	15,02683	-0,46596	37,0952	11,26283

Datos ensayo giro estacionario a derecha

real_time	tiempo trans	_Vind,_kias	_roll,_deg	__alt,ftagl
1325,03149	0	20,48909	0,38795	146,07758
1326,01526	0,98377	20,48909	2,86866	147,72588
1327,01184	1,98035	20,52088	7,47677	149,45897
1328,02368	2,99219	20,72319	10,94082	150,70168
1329,04028	4,00879	21,159	13,6205	151,3125
1330,05737	5,02588	21,80833	18,41105	151,38155
1331,06335	6,03186	22,56635	20,84704	151,13979
1332,07056	7,03907	23,14252	20,33094	150,47092
1333,07068	8,03919	23,11997	20,36922	151,09688
1334,06677	9,03528	22,93312	23,05431	152,18294
1335,06128	10,02979	22,87051	22,51524	152,72499
1336,06628	11,03479	22,70459	22,0089	153,45532
1337,07532	12,04383	22,46792	21,82746	154,06264
1338,06323	13,03174	22,24046	22,37079	154,39558
1339,07532	14,04383	22,24632	25,96848	154,41463
1340,08765	15,05616	22,71033	29,17422	152,96814
1341,09839	16,0669	23,45587	30,42489	150,11017
1342,09338	17,06189	24,18923	27,73903	147,09215
1343,08911	18,05762	24,33967	25,32418	145,54633
1344,07068	19,03919	23,85818	23,78776	145,78502
1345,04895	20,01746	23,13124	22,81087	147,50064
1346,02881	20,99732	22,45631	23,68587	149,85645
1347,01135	21,97986	22,08752	22,65309	151,96045
1347,99939	22,9679	21,96915	20,61061	153,54181
1349,01782	23,98633	21,82626	18,35479	155,08453
1350,03418	25,00269	21,5134	20,61679	157,21815
1351,04834	26,01685	21,45879	25,81709	158,86868
1352,04248	27,01099	22,21113	25,43384	158,26903
1353,05554	28,02405	23,15378	22,63271	156,34222
1354,04016	29,00867	23,43919	22,02609	155,41679
1355,04248	30,01099	23,15941	23,39947	155,27351
1356,05261	31,02112	22,89899	28,71679	155,63312
1357,05908	32,02759	23,36119	30,68563	153,71318
1358,06433	33,03284	24,34503	31,45767	150,22774
1359,0592	34,02771	25,33183	31,54243	145,5867
1360,04761	35,01612	25,94711	31,72443	141,89008
1361,03723	36,00574	25,97724	32,64109	139,64775
1362,04321	37,01172	25,70986	34,2119	139,16585
1363,05396	38,02247	25,51644	35,92442	138,83864
1364,04944	39,01795	25,48576	37,50518	138,4202
1365,06482	40,03333	25,67942	38,67836	137,38548
1366,07275	41,04126	25,90688	38,82399	135,16113
1367,06763	42,03614	25,95214	36,66078	133,12456
1368,05701	43,02552	25,32669	35,97086	132,6032
1369,05359	44,0221	24,28069	36,83845	133,25426
1370,03906	45,00757	23,45032	39,18145	134,09747
1371,03589	46,0044	23,57231	44,0963	132,78325

1372,026	46,99451	24,85907	42,60596	128,65007
1373,02197	47,99048	25,88171	35,63095	124,4337
1374,02966	48,99817	25,11993	31,94258	125,14077
1375,03809	50,0066	22,8477	32,11573	130,7341
1376,03723	51,00574	20,61596	34,65696	137,14429
1377,04163	52,01014	19,78336	36,80999	140,79752
1378,04016	53,00867	20,38063	36,42785	140,47928
1379,02783	53,99634	21,10347	34,7954	138,83546
1380,01184	54,98035	21,12817	34,07853	138,07602
1381,00928	55,97779	20,52088	35,05414	139,16951
1381,99524	56,96375	20,0257	35,35581	140,84792
1383,00293	57,97144	19,82943	30,14238	142,21738
1383,98938	58,95789	19,05834	25,85816	144,99344
1384,98181	59,95032	17,61499	24,36946	149,73601
1385,99512	60,96363	16,33226	25,23901	154,47493
1387,00269	61,9712	16,14762	20,955	157,15398
1388,01489	62,9834	16,2923	16,4078	158,81494
1389,0155	63,98401	15,969	17,60929	160,88432
1390,01624	64,98475	15,68065	22,67808	163,17538
1391,00305	65,97156	16,34822	24,68422	163,37743
1392,00928	66,97779	17,46634	20,70321	162,07686
1392,99524	67,96375	17,64457	19,96688	162,43867
1393,98706	68,95557	16,93578	22,12665	164,67865
1394,98376	69,95227	16,44364	25,47927	166,73193
1395,96155	70,93006	16,94347	26,19146	167,34976
1396,94263	71,91114	17,93043	23,85678	167,03645
1397,94263	72,91114	18,35441	22,39046	168,04707
1398,95801	73,92652	17,82102	22,93025	170,6319
1399,98157	74,95008	16,99725	25,11763	174,44104
1400,97656	75,94507	16,89724	26,60769	177,0681
1401,97839	76,9469	17,58536	25,4309	177,58113
1402,96948	77,93799	18,2261	25,24591	177,68346
1403,97131	78,93982	18,42531	26,39656	178,43025
1404,97009	79,9386	18,36861	28,18573	179,11526
1405,96375	80,93226	18,48888	29,68322	179,36412
1406,96436	81,93287	18,91413	29,81253	179,27582
1407,9657	82,93421	19,35026	29,35095	178,97899
1408,96338	83,93189	19,48454	29,05742	179,59836
1409,96863	84,93714	19,26923	29,42035	181,65607
1410,97083	85,93934	18,9898	30,34011	183,66031
1411,9928	86,96131	18,98293	31,14161	185,85718
1412,98718	87,95569	19,33002	31,10714	186,90092
1413,97681	88,94532	19,72395	30,46431	187,18015
1414,97742	89,94593	19,82943	29,96995	187,90114
1415,974	90,94251	19,58465	30,18082	188,73761
1416,98499	91,9535	19,24215	31,00118	189,8568
1417,979	92,94751	19,17427	31,7009	190,47169
1418,97534	93,94385	19,47784	31,64905	190,63292
1419,97168	94,94019	19,84914	30,95349	190,43616

1420,95996	95,92847	19,98008	30,33744	191,32994
1421,97302	96,94153	19,75037	30,40207	193,43604
1422,97986	97,94837	19,35699	31,18694	195,80794
1423,97864	98,94715	19,23537	31,94816	198,08945
1424,97546	99,94397	19,51128	31,92179	198,77574
1425,97192	100,94043	19,91472	31,16784	198,98718
1426,97559	101,9441	20,05822	30,45273	198,87074
1427,96191	102,93042	19,80969	30,46426	199,6559
1428,96509	103,9336	19,41079	31,19964	200,82256
1429,95557	104,92408	19,24892	31,9921	201,60022
1430,96143	105,92994	19,48454	32,05591	202,25758
1431,97034	106,93885	19,89507	31,32386	202,44931
1432,98193	107,95044	20,0907	30,52464	203,40009
1434,00317	108,97168	19,85571	30,46412	205,53882

Datos ensayo giro estacionario a izquierda:

_real,_time	tiempo Transc	_Vind,_kias	_roll,_deg	__alt,ftagl
1570,24829	0	22,37485	-3,89485	420,4715
1571,25708	1,00879	22,45047	-8,10737	420,45297
1572,23389	1,9856	22,57209	-10,60554	420,40887
1573,31262	3,06433	22,84766	-13,09017	419,95682
1574,31238	4,06409	23,24927	-15,57214	419,31079
1575,31909	5,0708	23,61649	-18,07777	418,21558
1576,30432	6,05603	24,07033	-20,43545	417,33185
1577,30127	7,05298	24,69592	-22,54839	415,39029
1578,31641	8,06812	25,28028	-24,51809	413,18402
1579,31299	9,0647	25,64384	-25,29342	411,12125
1580,2937	10,04541	25,7959	-24,62995	409,40781
1581,28723	11,03894	25,66415	-24,35254	408,41766
1582,29285	12,04456	25,35238	-24,40224	408,14862
1583,30054	13,05225	25,02109	-24,64545	408,11298
1584,30273	14,05444	24,82755	-24,89256	407,21332
1585,31311	15,06482	24,75392	-25,01445	406,32361
1586,32483	16,07654	24,55828	-25,388	405,25986
1587,31079	17,0625	24,30212	-26,69617	404,7919
1588,3064	18,05811	24,29675	-28,9129	403,40573
1589,31592	19,06763	24,71703	-27,72845	401,12799
1590,31873	20,07044	25,16656	-26,0598	398,27835
1591,31995	21,07166	25,14065	-24,8399	396,63843
1592,30566	22,05737	24,60071	-24,47221	396,84973
1593,2937	23,04541	23,92364	-24,62756	398,01901
1594,29834	24,05005	23,50027	-24,82635	398,96332
1595,27979	25,0315	23,40019	-24,76246	399,47803
1596,29517	26,04688	23,56122	-24,32871	399,20352
1597,28418	27,03589	23,74313	-20,62663	399,0231
1598,28918	28,04089	23,50028	-21,28585	399,53033
1599,29773	29,04944	23,13123	-26,32506	400,68491
1600,31409	30,0658	23,41692	-27,83016	400,15619

1601,30896	31,06067	24,16224	-27,22193	397,89474
1602,30359	32,0553	24,82756	-26,22404	395,08481
1603,30469	33,0564	25,11472	-25,41294	392,74866
1604,31848	34,07019	24,92714	-25,19645	391,40015
1605,31018	35,06189	24,42521	-25,61953	391,14487
1606,30591	36,05762	23,88002	-24,9339	391,25351
1607,31323	37,06494	23,40021	-26,5157	391,85074
1608,30212	38,05383	23,36676	-29,50821	391,06308
1609,28833	39,04004	24,04325	-30,28101	389,08453
1610,28601	40,03772	25,16658	-31,59283	385,56393
1611,27954	41,03125	26,29646	-32,08437	380,84109
1612,27197	42,02368	27,0251	-32,59155	376,6763
1613,27478	43,02649	27,29869	-33,58606	373,74158
1614,27136	44,02307	27,32257	-34,9669	371,16525
1615,26758	45,01929	27,35595	-36,34819	368,52286
1616,28528	46,03699	27,38929	-37,71096	365,44916
1617,29956	47,05127	27,12142	-39,66824	362,66434
1618,30676	48,05847	26,57266	-42,59918	361,06369
1619,29944	49,05115	26,3262	-43,05359	358,32529
1620,29028	50,04199	26,18219	-36,00887	355,884
1621,29053	51,04224	24,88003	-31,49532	357,19394
1622,3031	52,05481	22,92743	-29,13426	361,43106
1623,28589	53,0376	21,22666	-27,91935	366,45132
1624,28699	54,0387	20,2394	-26,67572	369,81363
1625,28918	55,04089	19,84913	-24,95811	371,92435
1626,29773	56,04944	19,66436	-25,51369	373,90582
1627,3075	57,05921	19,83599	-29,78338	374,86566
1628,3125	58,06421	20,54626	-22,67159	374,40207
1629,31506	59,06677	20,22651	-19,49394	375,72928
1630,31079	60,0625	18,99665	-20,05801	378,92426
1631,31128	61,06299	18,09687	-21,38206	382,08493
1632,30042	62,05213	18,11847	-22,28292	382,92587
1633,31128	63,06299	18,741	-22,1883	383,09052
1634,30798	64,05969	19,3839	-21,29996	382,21228
1635,29797	65,04968	19,61125	-22,18484	382,4032
1636,29004	66,04175	19,65773	-27,91659	383,15939
1637,27917	67,03088	20,22006	-27,71983	382,91873
1638,26331	68,01502	20,94844	-26,10501	382,28525
1639,26636	69,01807	21,23893	-24,79924	382,26184
1640,27039	70,0221	20,9671	-27,98605	383,73581
1641,27539	71,0271	20,8236	-29,84731	385,14304
1642,27832	72,03003	21,11581	-28,31856	385,81076
1643,28357	73,03528	21,3247	-23,90865	385,91611
1644,28064	74,03235	20,82985	-27,00236	387,40036
1645,28418	75,03589	20,3998	-29,58306	389,11536
1646,27954	76,03125	20,63491	-29,01223	389,04297
1647,27478	77,02649	21,16514	-27,41693	388,05856
1648,27368	78,02539	21,4223	-25,59677	387,19928
1649,27222	79,02393	21,10345	-24,5123	388,07434

1650,28552	80,03723	20,3998	-27,58017	390,0824
1651,29358	81,04529	20,14254	-29,25262	391,62399
1652,29211	82,04382	20,59064	-29,00713	391,87683
1653,29626	83,04797	21,30023	-27,62273	391,06863
1654,27661	84,02832	21,6764	-26,11635	391,10291
1655,28662	85,03833	21,43447	-25,33138	392,32629
1656,29211	86,04382	20,6917	-25,72006	395,06927
1657,30115	87,05286	19,97354	-26,93598	397,52286
1658,31006	88,06177	19,8031	-27,94415	399,04767
1659,30505	89,05676	20,27158	-27,84482	398,90924
1660,29431	90,04602	20,94844	-26,72217	397,71979
1661,28638	91,03809	21,30023	-25,46578	396,75922
1662,28308	92,03479	21,08491	-24,90107	396,99045
1663,271	93,02271	20,46998	-25,30834	398,78268
1664,27844	94,03015	19,86883	-26,39466	400,90738
1665,27759	95,0293	19,75036	-27,30073	402,15463
1666,2666	96,01831	20,14901	-27,29403	402,60281
1667,27173	97,02344	20,74833	-26,40199	402,45273
1668,26086	98,01257	21,08491	-25,35547	402,63437
1669,27759	99,0293	20,93599	-24,83329	403,80261
1670,26831	100,02002	20,40619	-25,18233	406,12027
1671,27954	101,03125	19,88195	-26,15736	408,43903
1672,29382	102,04553	19,77675	-26,98722	409,70093
1673,29211	103,04382	20,14901	-26,98287	409,87079
1674,30273	104,05444	20,67909	-26,18578	408,9845
1675,30261	105,05432	20,96088	-25,28205	408,51169
1676,29285	106,04456	20,8048	-24,90031	408,94946
1677,28967	107,04138	20,3422	-25,25443	410,36475
1678,27905	108,03076	19,91471	-26,08052	411,90729
1679,26782	109,01953	19,83599	-26,76127	412,98221
1680,2627	110,01441	20,14254	-26,76127	412,98221

Datos estabilidad dinamica longitudinal con 85% RPM:

_real,_time	tiempo trans	_Vind,_kias	pitch,_deg	alpha,_deg	__alt,ftagl	N1__1,_pcnt
4755,473	0	22,54321	0,53116	0,47666	378,6308	85,64474
4756,486	1,01319	22,52586	0,52192	0,48064	379,3016	85,62026
4757,487	2,01368	22,52007	0,4973	0,48371	379,9993	85,60435
4758,488	3,01465	22,52007	0,47611	0,48269	380,6629	85,60295
4759,491	4,01807	22,53164	0,44456	0,48088	381,1274	85,60767
4760,484	5,01124	22,54321	0,43379	0,47775	382,023	85,62212
4761,485	6,01221	22,54321	1,3548	1,35074	382,7551	85,63158
4762,5	7,02637	16,65632	23,75066	2,39595	394,8949	80,59089
4763,509	8,03565	14,27942	10,09163	4,9155	401,8158	75,91815
4764,519	9,0459	16,35618	-4,80669	3,62361	401,2879	75,73217
4765,53	10,05713	20,32937	-11,4478	1,35392	395,3648	79,62286
4766,522	11,04932	23,78702	-11,5819	0,1096	387,9802	85,03391
4767,524	12,05127	25,95714	-8,65134	-0,4506	381,2766	89,49626
4768,525	13,05176	26,73409	-4,47887	-0,6227	377,5662	91,77311
4769,511	14,0376	26,30639	-0,35842	-0,54201	377,1762	91,84142
4770,509	15,03565	25,09395	2,9817	-0,27815	379,7667	90,39215
4771,501	16,02832	23,56676	4,93463	0,11204	383,8257	88,22155
4772,5	17,02735	22,16999	5,24046	0,54619	388,415	86,01427
4773,488	18,01514	21,25734	4,06069	0,88725	391,871	84,3421
4774,488	19,01514	20,98574	2,00518	1,01918	393,7889	83,48715
4775,487	20,01416	21,28186	-0,04434	0,92305	394,926	83,52298
4776,492	21,01905	21,91566	-1,35164	0,70452	394,4951	84,23225
4777,489	22,01612	22,57211	-1,6996	0,48394	393,2299	85,20523
4778,488	23,01514	23,04087	-1,31803	0,32945	391,5526	86,05926
4779,487	24,01416	23,24929	-0,56539	0,25768	390,655	86,56818
4780,489	25,01563	23,22124	0,20068	0,2563	389,9615	86,68819
4781,491	26,01807	23,05219	0,70007	0,3019	389,8103	86,52012
4782,489	27,01563	22,83626	0,97156	0,37327	389,8613	86,2245
4783,487	28,01416	22,62404	1,13335	0,44619	389,8622	85,89767
4784,492	29,01856	22,44468	1,10455	0,50535	389,8033	85,59842
4785,491	30,01807	22,33988	0,88489	0,53956	389,746	85,38889
4786,492	31,01905	22,33404	0,53933	0,54001	389,5651	85,31238
4787,506	32,03321	22,42725	0,12619	0,50732	389,0802	85,38385
4788,504	33,03077	22,57211	-0,09252	0,46678	388,2345	85,57374
4789,505	34,03174	22,69308	-0,01708	0,43027	387,6595	85,77892
4790,521	35,04737	22,74473	0,2157	0,41339	387,2772	85,90385
4791,519	36,0459	22,72179	0,45549	0,41848	387,1195	85,91772
4792,533	37,05957	22,65283	0,63548	0,43897	387,0436	85,84498
4793,519	38,0459	22,57789	0,7161	0,46428	386,776	85,73247
4794,53	39,05713	22,50849	0,70292	0,48679	386,9164	85,6192
4795,543	40,06983	22,47371	0,62106	0,5	386,6979	85,54041
4796,556	41,08252	22,4621	0,5117	0,50217	386,6854	85,5107
4797,551	42,07813	22,48531	0,41459	0,49548	386,5212	85,52606
4798,567	43,09424	22,52586	0,34991	0,48367	386,1291	85,57199
4799,567	44,09424	22,55478	0,3472	0,47299	386,1606	85,62762

4800,565	45,09229	22,58366	0,3813	0,46629	385,9852	85,6679
4801,575	46,10206	22,58943	0,42257	0,46266	385,8041	85,68843
4802,58	47,10694	22,57789	0,46952	0,46482	385,7183	85,68828
4803,585	48,11182	22,56634	0,50554	0,46929	385,5544	85,67043
4804,586	49,1128	22,549	0,5193	0,47503	385,7205	85,64781
4805,588	50,11524	22,53743	0,52143	0,47965	385,6838	85,62437
4806,588	51,11475	22,52586	0,50936	0,48274	385,3586	85,60693

Datos estabilidad dinamica longitudinal con 0% RPM:

_real_time	tiempo trans	_Vind,_kias	pitch,__deg	alpha,__deg	__alt,ftagl	N1__1,_pcnt
4878,725	0	22,68159	5,40344	0,47652	484,2746	98,54056
4879,729	1,0039	18,87269	30,35915	1,1087	496,1245	95,7238
4880,737	2,0122	15,22502	20,37853	3,51066	508,8132	91,37146
4881,736	3,01123	16,02602	4,65621	3,65176	513,5989	91,26221
4882,738	4,01269	19,7107	-4,88518	1,68821	512,5684	94,62682
4883,738	5,01318	23,46696	-6,57437	0,30653	509,0638	98,95753
4884,75	6,02539	25,76555	-3,8004	-0,30117	506,2315	99,77479
4885,739	7,01416	26,24682	0,50634	-0,42539	506,9	99,97263
4886,748	8,02246	25,58784	4,72196	-0,30643	510,3778	99,85887
4887,735	9,01025	24,43587	7,75643	-0,05735	516,7806	99,84817
4888,737	10,01172	23,2156	9,32042	0,25245	524,2905	99,21375
4889,737	11,0122	22,18761	9,3527	0,56522	531,6596	98,10908
4890,733	12,0083	21,61615	8,19638	0,78289	538,017	97,42174
4891,737	13,01172	21,54365	6,65849	0,83865	543,5465	97,28374
4892,731	14,00635	21,85011	5,32958	0,75312	548,2429	97,58494
4893,733	15,0083	22,32235	4,57682	0,60593	552,1431	98,10727
4894,737	16,01172	22,74471	4,47304	0,47009	555,899	98,6142
4895,729	17,00439	23,00688	4,83972	0,38548	559,9683	98,94326
4896,722	17,99658	23,06348	5,41775	0,35905	564,4238	99,04701
4897,717	18,99219	22,96718	5,97381	0,38058	569,1335	98,95992
4898,723	19,99756	22,7848	6,34692	0,43094	574,2438	98,76289
4899,735	21,01025	22,60095	6,46855	0,48786	579,8347	98,54752
4900,729	22,0039	22,47369	6,36881	0,53038	585,233	98,39244
4901,723	22,99804	22,42723	6,14238	0,54961	590,0223	98,32608
4902,721	23,99609	22,44467	5,8956	0,54546	594,8258	98,34583
4903,723	24,99804	22,52005	5,71108	0,52558	599,6399	98,42302
4904,719	25,99414	22,59519	5,62934	0,50096	604,0784	98,51746
4905,715	26,99023	22,65857	5,64306	0,48036	609,1179	98,59659
4906,705	27,97998	22,69306	5,72068	0,47116	613,8958	98,64015
4907,713	28,98779	22,68732	5,83791	0,46931	618,4787	98,64618
4908,709	29,9834	22,65857	5,93344	0,47689	623,4078	98,61906
4909,695	30,97021	22,62401	5,93344	0,47689	623,4078	98,61906

Anexo "C"

Datos obtenidos por el programa XFLR-5

xf1r5 v6.11

Calculated polar for: CLARK Y AIRFOIL

1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
 Mach = 0.000 Re = 0.050 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	Cm	Top Xtr	Bot Xtr	Cpmin	Chinge	Xcp
-20.000	-0.3486	0.19315	0.18621	-0.0121	1.0000	0.0838	-0.9031	0.0000	0.2048
-19.000	-0.3248	0.18280	0.17585	-0.0161	1.0000	0.0936	-0.9163	0.0000	0.1902
-18.000	-0.3325	0.18689	0.17997	-0.0222	1.0000	0.0998	-1.0951	0.0000	0.1735
-17.000	-0.2854	0.16452	0.15757	-0.0241	1.0000	0.1135	-0.9927	0.0000	0.1553
-16.000	-0.2781	0.15870	0.15181	-0.0286	1.0000	0.1221	-1.0782	0.0000	0.1373
-15.000	-0.2570	0.14941	0.14253	-0.0310	1.0000	0.1376	-1.0552	0.0000	0.1192
-14.000	-0.2361	0.13881	0.13200	-0.0329	1.0000	0.1491	-1.0183	0.0000	0.1004
-13.000	-0.2260	0.13119	0.12445	-0.0343	1.0000	0.1678	-1.0002	0.0000	0.0881
-12.000	-0.2237	0.12422	0.11752	-0.0347	1.0000	0.1861	-1.0052	0.0000	0.0847
-11.000	-0.2232	0.11603	0.10943	-0.0339	1.0000	0.2060	-0.9993	0.0000	0.0881
-10.000	-0.2244	0.10740	0.10099	-0.0314	1.0000	0.2356	-0.9765	0.0000	0.1011
-9.000	-0.2708	0.10205	0.09599	-0.0274	1.0000	0.2599	-1.0555	0.0000	0.1425
-8.000	-0.3326	0.10054	0.09373	-0.0241	1.0000	0.2858	-1.2557	0.0000	0.1680
-7.000	-0.4012	0.09677	0.09055	-0.0133	1.0000	0.3195	-1.3358	0.0000	0.2104
-6.000	-0.4417	0.08916	0.08329	-0.0024	1.0000	0.3603	-1.3376	0.0000	0.2397
-4.000	-0.3732	0.04559	0.03716	-0.0386	1.0000	0.1589	-1.8170	0.0000	0.1417
-3.000	-0.2816	0.03687	0.02730	-0.0405	1.0000	0.1669	-1.6607	0.0000	0.1009
-2.000	-0.1829	0.03210	0.02139	-0.0410	1.0000	0.1846	-1.5268	0.0000	0.0195
-1.000	-0.0810	0.02943	0.01917	-0.0414	1.0000	0.3445	-1.3601	0.0000	-0.2702
0.000	0.0535	0.02945	0.02034	-0.0478	0.9744	1.0000	-0.9891	0.0000	1.1487
1.000	0.2340	0.03326	0.02316	-0.0641	0.9065	1.0000	-0.6076	0.0000	0.5217
2.000	0.3926	0.03593	0.02541	-0.0739	0.8421	1.0000	-0.7289	0.0000	0.4349
3.000	0.5225	0.03790	0.02727	-0.0770	0.7717	1.0000	-0.8403	0.0000	0.3932
5.000	0.7667	0.04070	0.03033	-0.0766	0.6479	1.0000	-1.2070	0.0000	0.3438
6.000	0.8909	0.04129	0.03123	-0.0749	0.6014	1.0000	-1.4783	0.0000	0.3271
7.000	0.9325	0.04821	0.03846	-0.0685	0.5479	1.0000	-1.6261	0.0000	0.3153
8.000	1.0605	0.04633	0.03712	-0.0637	0.4923	1.0000	-1.9516	0.0000	0.3007
9.000	1.2127	0.04228	0.03334	-0.0601	0.4179	1.0000	-2.8411	0.0000	0.2887
10.000	1.2893	0.04576	0.03697	-0.0526	0.3363	1.0000	-3.5285	0.0000	0.2785
11.000	1.3412	0.05319	0.04473	-0.0451	0.2791	1.0000	-4.1143	0.0000	0.2698
12.000	1.2564	0.06947	0.06188	-0.0316	0.2581	1.0000	-4.0308	0.0000	0.2600
13.000	1.3210	0.06824	0.06094	-0.0235	0.2017	1.0000	-4.7952	0.0000	0.2506
14.000	1.2306	0.08725	0.08037	-0.0213	0.1799	1.0000	-4.6415	0.0000	0.2483
18.000	0.9568	0.23579	0.22851	-0.0917	0.1996	1.0000	-2.0878	0.0000	0.3236
19.000	0.9813	0.25165	0.24440	-0.0986	0.1796	1.0000	-2.0836	0.0000	0.3265
20.000	1.0047	0.26491	0.25775	-0.1063	0.1593	1.0000	-2.0754	0.0000	0.3299

xf1r5 v6.11

Calculated polar for: CLARK Y AIRFOIL

1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
 Mach = 0.000 Re = 0.150 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	Cm	Top Xtr	Bot Xtr	Cpmin	Chinge	Xcp
-20.000	-0.6053	0.24696	0.24225	0.0196	1.0000	0.0298	-1.6606	0.0000	0.2617
-18.000	-0.5331	0.21554	0.21088	0.0082	1.0000	0.0330	-1.5177	0.0000	0.2463
-17.000	-0.5007	0.20277	0.19814	0.0013	1.0000	0.0375	-1.5519	0.0000	0.2343
-16.000	-0.4930	0.19472	0.19017	-0.0107	1.0000	0.0400	-1.9203	0.0000	0.2115
-15.000	-0.4432	0.17597	0.17139	-0.0113	1.0000	0.0453	-1.6515	0.0000	0.2077
-14.000	-0.4492	0.16610	0.16162	-0.0238	1.0000	0.0500	-2.0522	0.0000	0.1817
-13.000	-0.4012	0.15010	0.14562	-0.0240	1.0000	0.0577	-1.7610	0.0000	0.1749
-12.000	-0.3845	0.13522	0.13082	-0.0288	1.0000	0.0639	-1.7565	0.0000	0.1606
-11.000	-0.3595	0.12278	0.11842	-0.0317	1.0000	0.0729	-1.6188	0.0000	0.1481
-10.000	-0.3821	0.11263	0.10848	-0.0446	1.0000	0.0799	-1.9312	0.0000	0.1218
-9.000	-0.3508	0.09662	0.09252	-0.0390	1.0000	0.0878	-1.6709	0.0000	0.1277
-8.000	-0.4156	0.08933	0.08562	-0.0346	1.0000	0.0978	-1.8551	0.0000	0.1588
-5.000	-0.2723	0.03173	0.02520	-0.0719	0.9478	0.0769	-2.1428	0.0000	-0.0233
-4.000	-0.1342	0.02357	0.01557	-0.0782	0.9278	0.0766	-1.8791	0.0000	-0.3478
-3.000	0.0113	0.01954	0.01119	-0.0847	0.9080	0.0901	-1.5626	0.0000	7.8730
-2.000	0.1471	0.01598	0.00854	-0.0889	0.8843	0.2885	-1.2198	0.0000	0.8599
0.000	0.4356	0.01254	0.00652	-0.0964	0.8219	1.0000	-0.7565	0.0000	0.4703
1.000	0.5357	0.01245	0.00601	-0.0929	0.7808	1.0000	-0.8548	0.0000	0.4211
2.000	0.6336	0.01263	0.00592	-0.0891	0.7342	1.0000	-0.9592	0.0000	0.3873
3.000	0.7350	0.01282	0.00581	-0.0858	0.6805	1.0000	-1.0724	0.0000	0.3623
4.000	0.8305	0.01329	0.00607	-0.0817	0.6088	1.0000	-1.2699	0.0000	0.3429
5.000	0.9240	0.01430	0.00670	-0.0775	0.5244	1.0000	-1.5120	0.0000	0.3273
6.000	1.0142	0.01572	0.00780	-0.0734	0.4506	1.0000	-1.7676	0.0000	0.3147
7.000	1.1056	0.01738	0.00932	-0.0700	0.3981	1.0000	-2.0514	0.0000	0.3044
8.000	1.1936	0.01916	0.01128	-0.0663	0.3518	1.0000	-2.6286	0.0000	0.2954
9.000	1.2647	0.02096	0.01318	-0.0600	0.2919	1.0000	-3.3201	0.0000	0.2859
10.000	1.3122	0.02319	0.01548	-0.0505	0.2155	1.0000	-3.9816	0.0000	0.2754
11.000	1.3427	0.02750	0.01973	-0.0407	0.1546	1.0000	-4.5783	0.0000	0.2656
12.000	1.3705	0.03286	0.02526	-0.0334	0.1144	1.0000	-5.2077	0.0000	0.2580
13.000	1.3743	0.04138	0.03395	-0.0275	0.0644	1.0000	-5.6834	0.0000	0.2517
14.000	1.3437	0.05515	0.04783	-0.0243	0.0416	1.0000	-5.9012	0.0000	0.2478
15.000	1.3192	0.07034	0.06348	-0.0248	0.0346	1.0000	-6.1293	0.0000	0.2464
16.000	1.2966	0.08617	0.07966	-0.0263	0.0308	1.0000	-6.3277	0.0000	0.2458
17.000	1.2879	0.10073	0.09480	-0.0275	0.0289	1.0000	-6.5359	0.0000	0.2448
18.000	1.2535	0.12188	0.11672	-0.0356	0.0277	1.0000	-6.4947	0.0000	0.2497
19.000	1.1818	0.15414	0.14981	-0.0539	0.0280	1.0000	-5.9679	0.0000	0.2653
20.000	1.0238	0.23374	0.22964	-0.0978	0.0393	1.0000	-2.9680	0.0000	0.3175

κflr5 v6.11

calculated polar for: CLARK Y AIRFOIL

1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
Mach = 0.000 Re = 0.250 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	Cm	Top Xtr	Bot Xtr	Cpmin	Chinge	xcp
-17.000	-0.2923	0.15939	0.15621	-0.0280	1.0000	0.0298	-1.2671	0.0000	0.1431
-16.000	-0.2836	0.15066	0.14749	-0.0330	1.0000	0.0300	-1.4634	0.0000	0.1219
-15.000	-0.2450	0.13729	0.13416	-0.0335	1.0000	0.0347	-1.2167	0.0000	0.1019
-14.000	-0.2563	0.13110	0.12798	-0.0396	1.0000	0.0398	-1.5110	0.0000	0.0839
-13.000	-0.2303	0.11975	0.11667	-0.0391	1.0000	0.0426	-1.3320	0.0000	0.0682
-12.000	-0.2518	0.11262	0.10957	-0.0425	1.0000	0.0495	-1.5093	0.0000	0.0696
-11.000	-0.3878	0.11661	0.11326	-0.0393	1.0000	0.0498	-2.1055	0.0000	0.1351
-10.000	-0.3631	0.10332	0.10003	-0.0394	1.0000	0.0533	-1.8763	0.0000	0.1289
-9.000	-0.3842	0.09326	0.09020	-0.0464	1.0000	0.0599	-2.1016	0.0000	0.1189
-8.000	-0.4560	0.07920	0.07641	-0.0392	0.9974	0.0634	-2.2829	0.0000	0.1562
-7.000	-0.3556	0.05912	0.05552	-0.0742	0.9726	0.0799	-2.2535	0.0000	0.0328
-6.000	-0.2707	0.04017	0.03619	-0.0855	0.9515	0.0906	-2.0138	0.0000	-0.0752
-5.000	-0.1601	0.01992	0.01316	-0.0902	0.9305	0.0547	-2.2068	0.0000	-0.3289
-4.000	-0.0366	0.01636	0.00913	-0.0919	0.9087	0.0595	-1.8518	0.0000	-2.3099
-3.000	0.0759	0.01344	0.00603	-0.0911	0.8821	0.0712	-1.5138	0.0000	1.4674
-2.000	0.1785	0.01134	0.00444	-0.0886	0.8464	0.2267	-1.1711	0.0000	0.7503
-1.000	0.2745	0.00951	0.00398	-0.0849	0.8085	0.6438	-0.7928	0.0000	0.5598
0.000	0.4432	0.00891	0.00381	-0.0942	0.7732	1.0000	-0.7697	0.0000	0.4612
1.000	0.5422	0.00908	0.00361	-0.0914	0.7314	1.0000	-0.8675	0.0000	0.4160
2.000	0.6407	0.00938	0.00359	-0.0882	0.6839	1.0000	-0.9730	0.0000	0.3841
3.000	0.7378	0.00981	0.00378	-0.0848	0.6286	1.0000	-1.0823	0.0000	0.3604
4.000	0.8321	0.01049	0.00415	-0.0810	0.5542	1.0000	-1.2798	0.0000	0.3417
5.000	0.9204	0.01170	0.00489	-0.0764	0.4580	1.0000	-1.5187	0.0000	0.3263
6.000	1.0108	0.01308	0.00596	-0.0727	0.3902	1.0000	-1.7765	0.0000	0.3142
7.000	1.1034	0.01450	0.00735	-0.0697	0.3489	1.0000	-2.0715	0.0000	0.3042
8.000	1.1897	0.01600	0.00885	-0.0658	0.3025	1.0000	-2.6550	0.0000	0.2950
9.000	1.2687	0.01749	0.01040	-0.0609	0.2425	1.0000	-3.3852	0.0000	0.2863
10.000	1.3197	0.02041	0.01297	-0.0524	0.1507	1.0000	-4.0681	0.0000	0.2765
11.000	1.3625	0.02434	0.01685	-0.0443	0.1029	1.0000	-4.7367	0.0000	0.2678
12.000	1.3974	0.02937	0.02189	-0.0372	0.0542	1.0000	-5.4213	0.0000	0.2602
13.000	1.3968	0.03827	0.03080	-0.0302	0.0267	1.0000	-5.8837	0.0000	0.2533
14.000	1.3841	0.05000	0.04303	-0.0267	0.0227	1.0000	-6.2539	0.0000	0.2490
15.000	1.3481	0.06638	0.06002	-0.0268	0.0206	1.0000	-6.4208	0.0000	0.2474
16.000	1.3254	0.08247	0.07661	-0.0287	0.0195	1.0000	-6.6506	0.0000	0.2471
17.000	1.3072	0.09884	0.09351	-0.0320	0.0187	1.0000	-6.8603	0.0000	0.2478
18.000	1.2812	0.11782	0.11308	-0.0383	0.0178	1.0000	-6.9521	0.0000	0.2511
19.000	1.2419	0.14126	0.13715	-0.0497	0.0172	1.0000	-6.8407	0.0000	0.2591
20.000	1.1741	0.17504	0.17165	-0.0700	0.0174	1.0000	-6.2074	0.0000	0.2772

κflr5 v6.11

calculated polar for: NACA 0003

1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
Mach = 0.000 Re = 0.050 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	Cm	Top Xtr	Bot Xtr	Cpmin	Chinge	xcp
-8.000	-0.7162	0.11042	0.10395	0.0412	1.0000	0.1907	-1.3565	0.0000	0.3062
-7.000	-0.7174	0.09795	0.09172	0.0291	1.0000	0.2416	-1.4182	0.0000	0.2897
-6.000	-0.6799	0.07961	0.07344	0.0407	1.0000	0.3493	-1.2739	0.0000	0.3091
-5.000	-0.6267	0.06544	0.05948	0.0663	1.0000	0.5864	-1.1384	0.0000	0.3550
-4.000	-0.4542	0.03613	0.02664	-0.0100	1.0000	0.1151	-1.7939	0.0000	0.2275
-3.000	-0.3311	0.02481	0.01301	-0.0071	1.0000	0.0871	-1.9198	0.0000	0.2281
-2.000	-0.2022	0.01340	0.00357	-0.0032	1.0000	1.0000	-1.9881	0.0000	0.2335
-1.000	-0.1013	0.01310	0.00181	-0.0014	1.0000	1.0000	-0.7469	0.0000	0.2355
0.000	-0.0000	0.01301	0.00137	0.0000	1.0000	1.0000	-0.1147	0.0000	0.3347
1.000	0.1013	0.01310	0.00181	0.0014	1.0000	1.0000	-0.7469	0.0000	0.2355
2.000	0.2022	0.01340	0.00357	0.0032	1.0000	1.0000	-1.9882	0.0000	0.2335
3.000	0.3311	0.02481	0.01301	0.0071	0.0871	1.0000	-1.9198	0.0000	0.2281
4.000	0.4542	0.03613	0.02664	0.0100	0.1151	1.0000	-1.7939	0.0000	0.2275
5.000	0.3044	0.00283	-0.00129	0.0187	0.1455	1.0000	-1.0545	0.0000	0.1899
6.000	0.2381	0.00518	0.00092	0.0242	0.1595	1.0000	-0.9014	0.0000	0.1506
7.000	0.1477	0.00924	0.00487	0.0098	0.3641	1.0000	-0.5253	0.0000	0.1882
8.000	0.1669	0.01376	0.00914	0.0104	0.3432	1.0000	-0.4504	0.0000	0.1924
9.000	0.1874	0.01950	0.01453	0.0100	0.2854	1.0000	-0.4199	0.0000	0.2007
10.000	0.2215	0.02728	0.02209	0.0087	0.2401	1.0000	-0.4182	0.0000	0.2144
11.000	0.2623	0.03747	0.03212	0.0073	0.1973	1.0000	-0.4536	0.0000	0.2251
12.000	0.2780	0.04543	0.03985	0.0014	0.1692	1.0000	-0.4165	0.0000	0.2475
13.000	0.3142	0.05727	0.05170	-0.0023	0.1405	1.0000	-0.4514	0.0000	0.2592
14.000	0.3538	0.07238	0.06670	-0.0060	0.1193	1.0000	-0.5162	0.0000	0.2682
15.000	0.3820	0.08477	0.07898	-0.0122	0.1020	1.0000	-0.5269	0.0000	0.2821
16.000	0.4127	0.09852	0.09273	-0.0182	0.0861	1.0000	-0.5456	0.0000	0.2935
17.000	0.4489	0.11582	0.10999	-0.0235	0.0723	1.0000	-0.6055	0.0000	0.3008
18.000	0.4717	0.12649	0.12064	-0.0313	0.0648	1.0000	-0.5598	0.0000	0.3137
19.000	0.5074	0.14570	0.13984	-0.0372	0.0584	1.0000	-0.6157	0.0000	0.3197
20.000	0.5346	0.15995	0.15416	-0.0444	0.0519	1.0000	-0.6037	0.0000	0.3282

κTlr5 v6.11

calculated polar for: NACA 0003

1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
 Mach = 0.000 Re = 0.150 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	Cm	Top Xtr	Bot Xtr	Cpmin	Chinge	Xcp
-10.000	-0.7281	0.13464	0.13052	0.0502	1.0000	0.0213	-1.6331	0.0000	0.3166
-9.000	-0.7150	0.11903	0.11498	0.0438	1.0000	0.0241	-1.6745	0.0000	0.3093
-8.000	-0.7033	0.10379	0.09987	0.0317	1.0000	0.0263	-1.8962	0.0000	0.2935
-7.000	-0.6648	0.08520	0.08114	0.0070	1.0000	0.0269	-2.2604	0.0000	0.2595
-6.000	-0.6256	0.06492	0.06080	0.0022	1.0000	0.0338	-1.9746	0.0000	0.2527
-4.000	-0.4483	0.03232	0.02598	-0.0096	1.0000	0.0892	-1.6487	0.0000	0.2280
-2.000	-0.2182	0.01204	0.00300	-0.0015	1.0000	0.0445	-1.8086	0.0000	0.2429
0.000	-0.0000	0.00749	0.00083	0.0000	1.0000	1.0000	-0.1121	0.0000	0.4979
1.000	0.1030	0.00755	0.00112	0.0013	1.0000	1.0000	-0.8570	0.0000	0.2371
2.000	0.2182	0.01204	0.00300	0.0015	0.0445	1.0000	-1.8086	0.0000	0.2429
6.000	0.6257	0.06493	0.06080	-0.0022	0.0338	1.0000	-1.9745	0.0000	0.2528
8.000	0.1860	0.01066	0.00782	0.0234	0.0700	1.0000	-0.6286	0.0000	0.1284
9.000	0.1991	0.01635	0.01334	0.0201	0.0577	1.0000	-0.6152	0.0000	0.1531
10.000	0.2255	0.02413	0.02098	0.0165	0.0467	1.0000	-0.6598	0.0000	0.1803
11.000	0.2382	0.03077	0.02753	0.0098	0.0394	1.0000	-0.5490	0.0000	0.2121
12.000	0.2672	0.04052	0.03725	0.0046	0.0348	1.0000	-0.5440	0.0000	0.2354
13.000	0.2984	0.05093	0.04761	-0.0007	0.0283	1.0000	-0.5755	0.0000	0.2541
14.000	0.3300	0.06310	0.05971	-0.0065	0.0260	1.0000	-0.5664	0.0000	0.2708
15.000	0.3604	0.07479	0.07136	-0.0126	0.0218	1.0000	-0.5478	0.0000	0.2854
16.000	0.4033	0.09343	0.09000	-0.0175	0.0187	1.0000	-0.7010	0.0000	0.2928
17.000	0.4272	0.10375	0.10030	-0.0249	0.0178	1.0000	-0.5893	0.0000	0.3067
18.000	0.4593	0.11851	0.11507	-0.0314	0.0154	1.0000	-0.5855	0.0000	0.3158
19.000	0.4923	0.13497	0.13154	-0.0379	0.0134	1.0000	-0.6344	0.0000	0.3232
20.000	0.5321	0.15847	0.15507	-0.0440	0.0121	1.0000	-0.7754	0.0000	0.3277

κflr5 v6.11

calculated polar for: NACA 0003

1 1 Reynolds number fixed Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)
 Mach = 0.000 Re = 0.250 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	Cm	Top Xtr	Bot Xtr	Cpmin	Chinge	Xcp
-10.000	-0.2367	0.02807	0.02555	-0.0116	1.0000	0.0225	-0.6776	0.0000	0.2037
-9.000	-0.2213	0.02024	0.01780	-0.0184	1.0000	0.0263	-0.8229	0.0000	0.1701
-6.000	-0.2990	0.00475	0.00231	-0.0303	1.0000	0.0269	-1.5060	0.0000	0.1500
-5.000	-0.3587	0.00266	-0.00001	-0.0158	1.0000	0.0269	-1.6080	0.0000	0.2066
-4.000	-0.3551	0.00061	-0.00220	-0.0101	0.9919	0.0335	-1.4189	0.0000	0.2221
-2.000	-0.2171	0.01052	0.00269	-0.0011	1.0000	0.0235	-1.7419	0.0000	0.2446
-1.000	-0.1037	0.00586	0.00090	-0.0012	1.0000	1.0000	-0.8959	0.0000	0.2379
0.000	-0.0000	0.00581	0.00066	0.0000	1.0000	1.0000	-0.1113	0.0000	0.4294
1.000	0.1037	0.00586	0.00090	0.0012	1.0000	1.0000	-0.8960	0.0000	0.2379
3.000	0.3253	0.01713	0.01005	0.0043	0.0164	1.0000	-2.1217	0.0000	0.2361
4.000	0.4385	0.02846	0.02300	0.0078	0.0296	1.0000	-2.0365	0.0000	0.2315
7.000	0.1941	0.00553	0.00345	0.0283	0.0353	1.0000	-0.9513	0.0000	0.1075
8.000	0.1770	0.00927	0.00705	0.0240	0.0326	1.0000	-0.7255	0.0000	0.1188
9.000	0.1984	0.01542	0.01305	0.0223	0.0268	1.0000	-0.8381	0.0000	0.1416
10.000	0.2058	0.02112	0.01866	0.0153	0.0245	1.0000	-0.6123	0.0000	0.1798
11.000	0.2340	0.02911	0.02658	0.0107	0.0199	1.0000	-0.6642	0.0000	0.2077
12.000	0.2638	0.03922	0.03666	0.0053	0.0183	1.0000	-0.6397	0.0000	0.2328
13.000	0.2904	0.04847	0.04588	-0.0009	0.0156	1.0000	-0.5571	0.0000	0.2552
14.000	0.3243	0.06027	0.05764	-0.0064	0.0130	1.0000	-0.6296	0.0000	0.2709
15.000	0.3622	0.07561	0.07292	-0.0119	0.0120	1.0000	-0.6949	0.0000	0.2832
16.000	0.3898	0.08658	0.08388	-0.0187	0.0111	1.0000	-0.5914	0.0000	0.2974
17.000	0.4231	0.10084	0.09816	-0.0250	0.0095	1.0000	-0.5918	0.0000	0.3075
18.000	0.4564	0.11627	0.11360	-0.0314	0.0081	1.0000	-0.6320	0.0000	0.3162