



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)
INGENIERÍA ELECTROMECÁNICA
ESPECIALIDAD ELECTRÓNICA

DISEÑO DEL SISTEMA DE CONTROL DE UNA AERONAVE NO TRIPULADA DE ALA FIJA CON CAPACIDAD DE DESPEGUE VERTICAL

Autor: Germán Ferreira Peña
Director: Juan Luis Zamora Macho
José Porras Galán

Madrid

Julio 2016

AUTORIZACIÓN PARA LA DIGITALIZACIÓN, DEPÓSITO Y DIVULGACIÓN EN RED DE PROYECTOS FIN DE GRADO, FIN DE MÁSTER, TESIS O MEMORIAS DE BACHILLERATO

1°. Declaración de la autoría y acreditación de la misma.

El autor D. Germán Ferreira Peña DECLARA ser el titular de los derechos de propiedad intelectual de la obra: PROYECTO DE FIN DE GRADO: DISEÑO DEL SISTEMA DE CONTROL DE UNA AERONAVE NO TRIPULADA DE ALA FIJA CON CAPACIDAD DE DESPEGUE VERTICAL que ésta es una obra original, y que ostenta la condición de autor en el sentido que otorga la Ley de Propiedad Intelectual.

2°. Objeto y fines de la cesión.

Con el fin de dar la máxima difusión a la obra citada a través del Repositorio institucional de la Universidad, el autor CEDE a la Universidad Pontificia Comillas, de forma gratuita y no exclusiva, por el máximo plazo legal y con ámbito universal, los derechos de digitalización, de archivo, de reproducción, de distribución y de comunicación pública, incluido el derecho de puesta a disposición electrónica, tal y como se describen en la Ley de Propiedad Intelectual. El derecho de transformación se cede a los únicos efectos de lo dispuesto en la letra a) del apartado siguiente.

3°. Condiciones de la cesión y acceso

Sin perjuicio de la titularidad de la obra, que sigue correspondiendo a su autor, la cesión de derechos contemplada en esta licencia habilita para:

- a) Transformarla con el fin de adaptarla a cualquier tecnología que permita incorporarla a internet y hacerla accesible; incorporar metadatos para realizar el registro de la obra e incorporar “marcas de agua” o cualquier otro sistema de seguridad o de protección.
- b) Reproducir la en un soporte digital para su incorporación a una base de datos electrónica, incluyendo el derecho de reproducir y almacenar la obra en servidores, a los efectos de garantizar su seguridad, conservación y preservar el formato.
- c) Comunicarla, por defecto, a través de un archivo institucional abierto, accesible de modo libre y gratuito a través de internet.
- d) Cualquier otra forma de acceso (restringido, embargado, cerrado) deberá solicitarse expresamente y obedecer a causas justificadas.
- e) Asignar por defecto a estos trabajos una licencia Creative Commons.
- f) Asignar por defecto a estos trabajos un HANDLE (URL *persistente*).

4°. Derechos del autor.

El autor, en tanto que titular de una obra tiene derecho a:

- a) Que la Universidad identifique claramente su nombre como autor de la misma
- b) Comunicar y dar publicidad a la obra en la versión que ceda y en otras posteriores a través de cualquier medio.
- c) Solicitar la retirada de la obra del repositorio por causa justificada.
- d) Recibir notificación fehaciente de cualquier reclamación que puedan formular terceras personas en relación con la obra y, en particular, de reclamaciones relativas a los derechos de propiedad intelectual sobre ella.

5°. Deberes del autor.

El autor se compromete a:

- a) Garantizar que el compromiso que adquiere mediante el presente escrito no infringe ningún derecho de terceros, ya sean de propiedad industrial, intelectual o cualquier otro.
- b) Garantizar que el contenido de las obras no atenta contra los derechos al honor, a la intimidad y a la imagen de terceros.
- c) Asumir toda reclamación o responsabilidad, incluyendo las indemnizaciones por daños, que pudieran ejercitarse contra la Universidad por terceros que vieran infringidos sus derechos e intereses a causa de la cesión.

- d) Asumir la responsabilidad en el caso de que las instituciones fueran condenadas por infracción de derechos derivada de las obras objeto de la cesión.

6º. Fines y funcionamiento del Repositorio Institucional.

La obra se pondrá a disposición de los usuarios para que hagan de ella un uso justo y respetuoso con los derechos del autor, según lo permitido por la legislación aplicable, y con fines de estudio, investigación, o cualquier otro fin lícito. Con dicha finalidad, la Universidad asume los siguientes deberes y se reserva las siguientes facultades:

- La Universidad informará a los usuarios del archivo sobre los usos permitidos, y no garantiza ni asume responsabilidad alguna por otras formas en que los usuarios hagan un uso posterior de las obras no conforme con la legislación vigente. El uso posterior, más allá de la copia privada, requerirá que se cite la fuente y se reconozca la autoría, que no se obtenga beneficio comercial, y que no se realicen obras derivadas.
- La Universidad no revisará el contenido de las obras, que en todo caso permanecerá bajo la responsabilidad exclusiva del autor y no estará obligada a ejercitar acciones legales en nombre del autor en el supuesto de infracciones a derechos de propiedad intelectual derivados del depósito y archivo de las obras. El autor renuncia a cualquier reclamación frente a la Universidad por las formas no ajustadas a la legislación vigente en que los usuarios hagan uso de las obras.
- La Universidad adoptará las medidas necesarias para la preservación de la obra en un futuro.
- La Universidad se reserva la facultad de retirar la obra, previa notificación al autor, en supuestos suficientemente justificados, o en caso de reclamaciones de terceros.

Madrid, a 19 de Julio de 2016

ACEPTA

Fdo

Declaro, bajo mi responsabilidad, que el Proyecto presentado con el título
DISEÑO DEL SISTEMA DE CONTROL DE UNA AERONAVE NO TRIPULADA DE ALA FIJA
CON CAPACIDAD DE DESPEGUE VERTICAL en la ETS de Ingeniería - ICAI de la Universidad
Pontificia Comillas en el

curso académico 2015/2016 es de mi autoría, original e inédito y
no ha sido presentado con anterioridad a otros efectos. El Proyecto no es plagio de otro, ni total ni
parcialmente y la información que ha sido tomada
de otros documentos está debidamente referenciada.

Fdo.: Germán Ferreira Peña Fecha: 19/7/2016

Autorizada la entrega del proyecto
EL DIRECTOR DEL PROYECTO

Fdo.: Juan Luis Zamora Macho Fecha: 19/7/2016

Fdo.: José Porrás Galán Fecha: 19/7/2016

Vº Bº del Coordinador de Proyectos

Fdo.: Álvaro Sánchez Miralles Fecha: 19/7/2016



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)
INGENIERÍA ELECTROMECÁNICA
ESPECIALIDAD ELECTRÓNICA

DISEÑO DEL SISTEMA DE CONTROL DE UNA AERONAVE NO TRIPULADA DE ALA FIJA CON CAPACIDAD DE DESPEGUE VERTICAL

Autor: Germán Ferreira Peña
Director: Juan Luis Zamora Macho
José Porras Galán

Madrid

Julio 2016

DISEÑO DEL SISTEMA DE CONTROL DE UNA AERONAVE NO TRIPULADA DE ALA FIJA CON CAPACIDAD DE DESPEGUE VERTICAL

Alumno: Ferreira Peña, Germán

Director: Zamora Macho, Juan Luis

Director: Porras Galán, José

Entidad colaboradora: ICAI-Universidad Pontificia Comillas

RESUMEN DEL PROYECTO

Este proyecto está enmarcado en el desarrollo de un proyecto más amplio, promovido por la Fundación de Ingenieros del ICAI, que consiste en el desarrollo de una aeronave de ala fija con capacidad de despegue vertical (*Vertical Take Off and Landing VTOL*) para transportar pequeñas cargas a zonas de difícil acceso, debido a desastres naturales o conflictos bélicos, o bien por falta de infraestructuras adecuadas. La innovación técnica que significa este proyecto, supone una evolución con respecto a los cuadricópteros que se están desarrollando actualmente. Las mejoras aportadas en el desarrollo de este proyecto suponen aumentos de autonomía, velocidad de vuelo del dron y estabilidad frente a perturbaciones atmosféricas, que aumentan el rango de operación de la aeronave y su utilización en aplicaciones más exigentes. La aeronave seleccionada para este propósito es el ala volante RVJET (Figura 1) de dos metros de envergadura y un peso de 850 gramos.

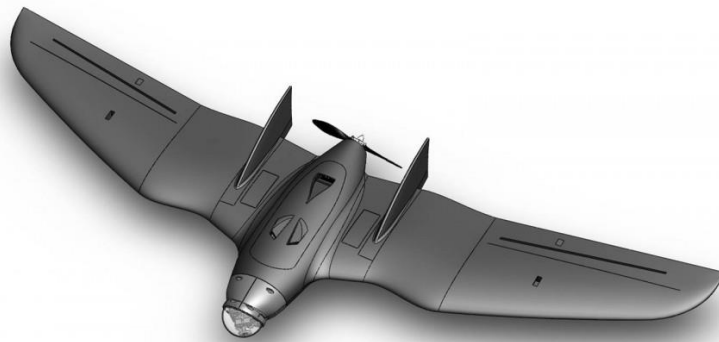


Figura 1: RVJET

En particular, el **objetivo** de este proyecto consiste en implementar simulaciones *Hardware In the Loop (HIL)* [1] de los algoritmos de control de los dos modos de operación de la aeronave: el modo

cuadricóptero, ideado para el despegue vertical y las maniobras en espacios reducidos y el modo avión, para volar largas distancias a alta velocidad. La razón de realizar este tipo de ensayos es la comprobación del desempeño de los algoritmos de control en la tarjeta de vuelo, para saber si el *Hardware* tiene potencia de cálculo suficiente antes de implantar la electrónica en la aeronave real. Esto permite reducir costes, mejorar el diseño de los controles y aumentar la fiabilidad del sistema. Las simulaciones descritas previamente se estructuran tal y como se ve en la Figura 2:

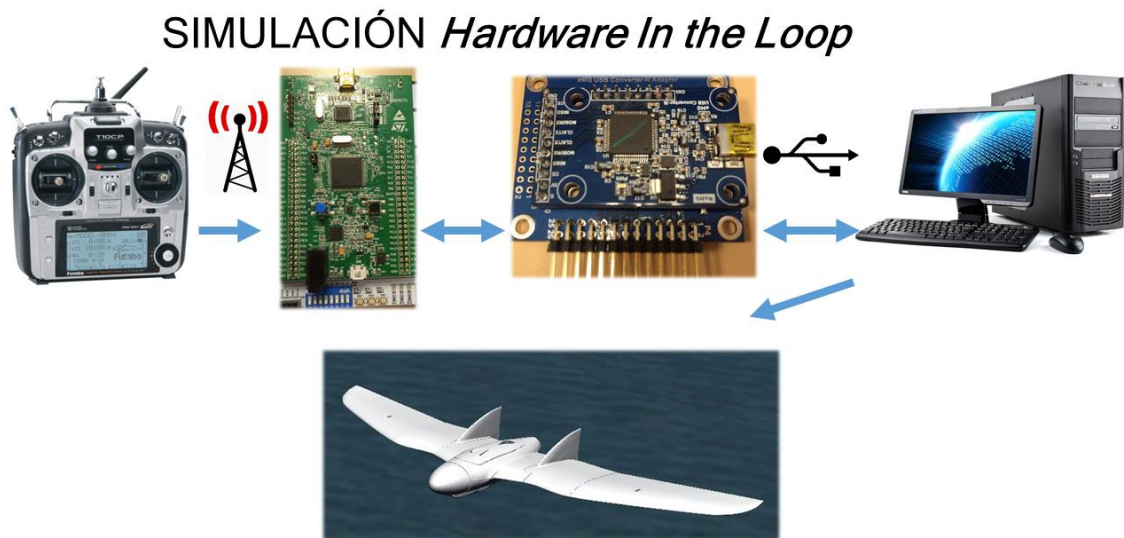


Figura 2: Esquema simulaciones HIL

La **metodología** que se desarrolló en este proyecto, consistió en:

En primer lugar, la obtención de un modelo de la aeronave. Esto conlleva conocimiento de Mecánica de Vuelo y la obtención de los parámetros necesarios, siendo los más complicados los aerodinámicos. La recogida de datos se intentó abordar por varias vías: ensayos aerodinámicos en túneles de viento, recogida de datos por vuelos pilotados manualmente y *Software* de Mecánica de Fluidos Computacional (*CFD*).

Todas estas vías fueron investigadas en detalle y finalmente se optó por utilizar el *CFD DATCOM* por su integración en el entorno *Matlab/Simulink*.

En segundo lugar, la programación del modelo físico en el entorno mencionado previamente, utilizando los parámetros hallados con *DATCOM*. La programación se realizó con vistas a futuros

desarrollos, al utilizar módulos independientes que permiten sucesivas sofisticaciones y hacer más sencilla la depuración del código.

En tercer lugar, el diseño de los controles en ambos modos de funcionamiento de la aeronave. La estructura de ambos algoritmos se puede ver en la Figura 3: Estructura del diseño de controles. El control del modo cuadricóptero se basó en el utilizado por [2], mientras que el control del modo avión se basó en un **control adaptativo** tipo *Gain-Scheduling* para el lazo interno de estabilización y un control PI para el lazo externo de navegación.

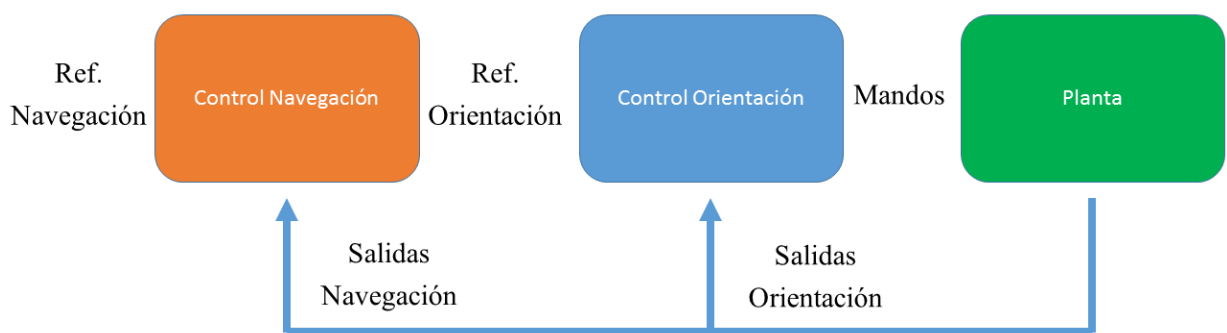


Figura 3: Estructura del diseño de controles

En cuarto lugar, el desarrollo de la comunicación con la interfaz gráfica de *Flightgear* y programación de un modelo 3D de la aeronave (ver Figura 4) utilizada para dotar al simulador de realismo. La interfaz recoge la información de la orientación y la posición de la aeronave y muestra su comportamiento de una forma muy intuitiva que permite ajustar los controles y depurar el modelo físico con el soporte de un entorno gráfico.



Figura 4: Modelo Flightgear 3D

En quinto lugar, la configuración del *Hardware* a utilizar para las simulaciones. Se desarrolló *Software* para configurar los parámetros de la comunicación serie entre el ordenador y la tarjeta y también para gestionar el algoritmo de control en el *Hardware* de vuelo (*OpenPilot CC3D*). Estos desarrollos se realizaron con el *Waijung Blockset* [3] de *Simulink*. La utilización de altas velocidades de transmisión (115200 baudios) permite que la programación realizada sea aplicable a proyectos futuros que necesiten simulaciones *HIL*.

Por último, la realización simulaciones únicamente con el ordenador y *HIL* para poder comparar de manera objetiva la potencia y la robustez de la tarjeta *OpenPilot* con respecto a un ordenador.

Los **resultados** de las simulaciones que se programaron fueron satisfactorios, puesto que los controles diseñados actuaron con rapidez y robustez y la comunicación durante la simulación fue fiable. Algunos resultados se pueden observar en la Figura 5.

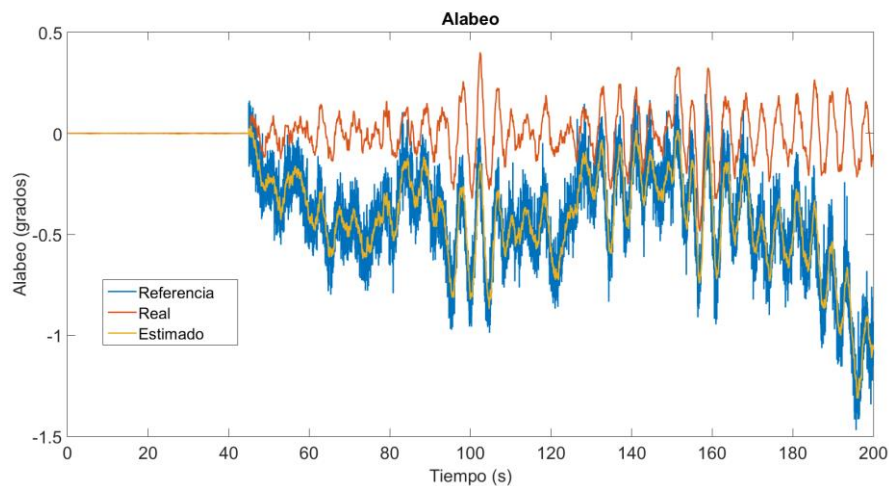


Figura 5: Resultados Parciales Simulación

Como **conclusión**, el desarrollo de este proyecto ha supuesto un avance en la metodología para abordar futuros proyectos de control de todo tipo de vehículos. Algunas mejoras sugeridas durante la ejecución del presente proyecto:

Desde el punto de vista del modelo, generación de un modelo más detallado de la aerodinámica del avión para poder hacer el simulador más fiel a la realidad.

Desde el punto de vista del control, implementación del control de la transición entre los modos de vuelo, de forma que resulte suave y la aeronave no pierda altura ni se desestabilice.

Desde el punto de vista de simulación, incorporación de un modelo atmosférico complejo que incluya turbulencias y viento.

Desde el punto de vista de integración de *Hardware*, incorporar la comunicación por radiofrecuencia con el microprocesador, para pilotaje manual a través de una emisora.

Referencias

[1] plexim, [En línea]. Available: <https://www.plexim.com/plecs/pil>. [Último acceso: 17 Junio 2016]

[2] H.Voos, «Nonlinear Control of a Quadrotor Micro-UAV using Feedback Linearization,» *IEEE International Conference on Mechatronics.*, 2009

[3] Aimagin, «Aimagin,» [En línea]. Available: waijung.aimagin.com. [Último acceso: 26 Mayo 2016].

CONTROL SYSTEM DESIGN OF AN UNMANNED VTOL FIXED-WING AIRCRAFT

Author: Ferreira Peña, Germán

Director: Zamora Macho, Juan Luis

Director: Porras Galán, José

Collaborating Institute: ICAI-Universidad Pontificia Comillas

ABSTRACT

This project belongs to the development of a greater project, promoted by the *Fundación de Ingenieros del ICAI*. It consists in the development of an VTOL fixed-wing aircraft to transport small loads to inaccessible places where have been natural disaster or wars. The technical improvements of this project make an evolution regarding quadcopters used today. The progress achieved in this project mean autonomy, flight speed and stability against atmospheric disturbances rise. These increase aircraft's operating capabilities and its application in tough fields. The aircraft selected for this project is the RVJET (Figure 1) flying-wing which is a two-meter wingspan and weighs 850 grams.

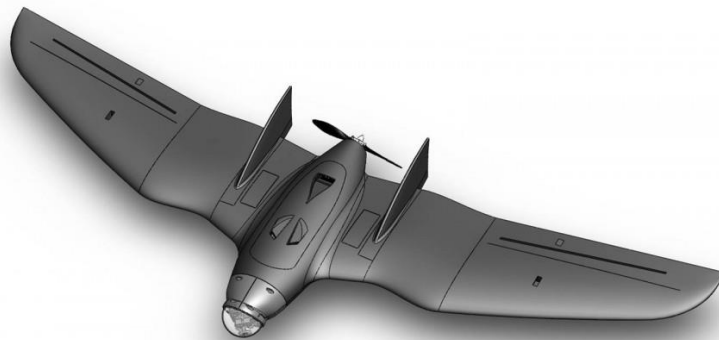


Figure 1: RVJET plane

Specifically, the objective of this project consist in deploy Hardware In the Loop (**HIL**) [1] simulations of the two flying modes of the aircraft: quadcopter mode, used in vertical take-off and small-space maneuvers and plane mode, to fly long distances at high speed. HIL simulations allow

algorithm performance testing, in order to check if the processor has enough calculation power. This enables reducing costs, improving control software design and increase system reliability.

Simulation's structure can be seen in Figure 2:

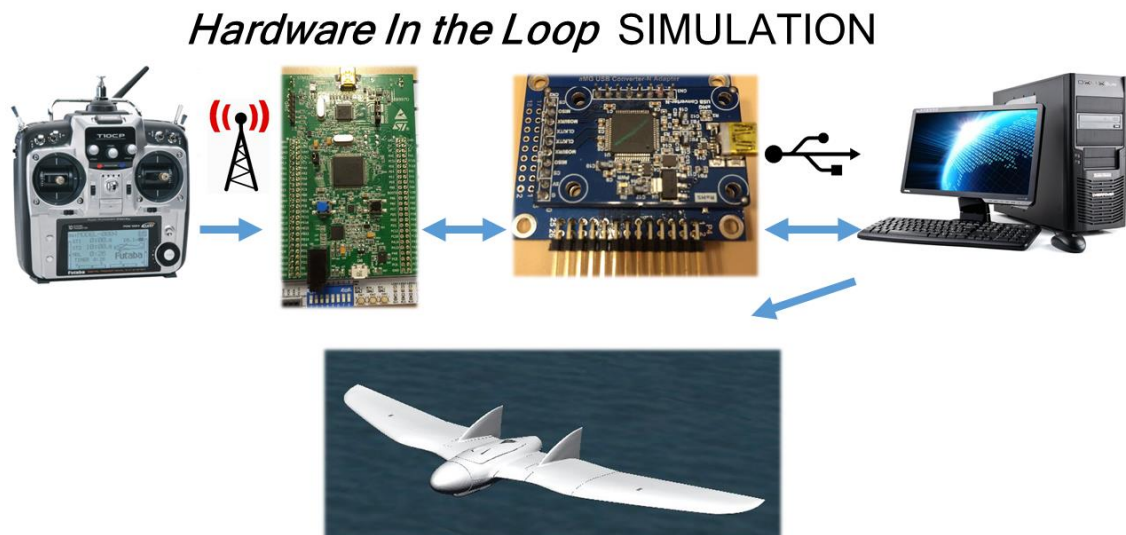


Figure 2: HIL simulation structure

The methodology which has been developed in this project, consisted of:

First, obtaining a model of the aircraft. In order to achieve this task, is necessary to know about Flight Mechanics and getting required parameters, being aerodynamic characteristics the most difficult. Data collection was tried in different ways: wind-tunnel tests, getting from experimental flights and CFD software.

All these ways were fully studied and finally CFD DATCOM software was chosen, because of its integration in Matlab/Simulink environment.

Second, programming the model in the previous environment, using DATCOM parameters. The architecture was made in order to be used in future developments, using independent modules which allow making updates and easier debugging.

Third, designing controllers for both operating modes of the aircraft. The algorithm structure can be seen in Figure 3. Quadcopter mode controller was based on [2], while plane mode controller was

based in a **Gain-Scheduling adaptive controller** for the stabilization loop (inner) and a PI controller for the navigation loop (outer).

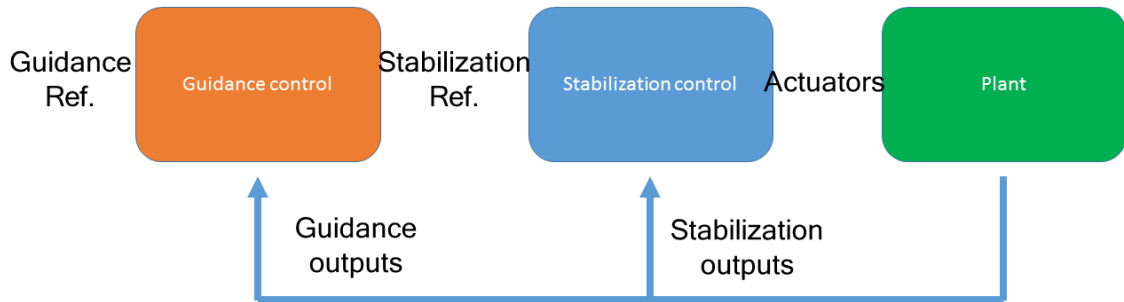


Figure 3: Control system structure

Fourth, developing communication with **Flightgear** graphical interface and programming a 3D model of the aircraft Figure 4, which is used to supply realism to the simulator. The interface gets orientation and position data and displays aircraft performance in an intuitive way that allows control adjusting and model debugging in a graphical environment.



Figure 4: Flightgear 3D model

Fifth, configuring Hardware to simulate. Using Waijung Blockset in Simulink, Software has been programmed in order to configure serial communication between the computer and flying hardware (OpenPilot CC3D). Because of the high speed connection, the developed software can be suitable for future projects which need HIL simulations.

Finally, simulating using only the computer and HIL ones in order to make a reliable comparison about power and robustness between the computer and OpenPilot board.

The **results** of planned simulations were satisfactory, because designed controllers performed a fast and robust response and the communication link was reliable. Partial results can be observed in Figure 5.

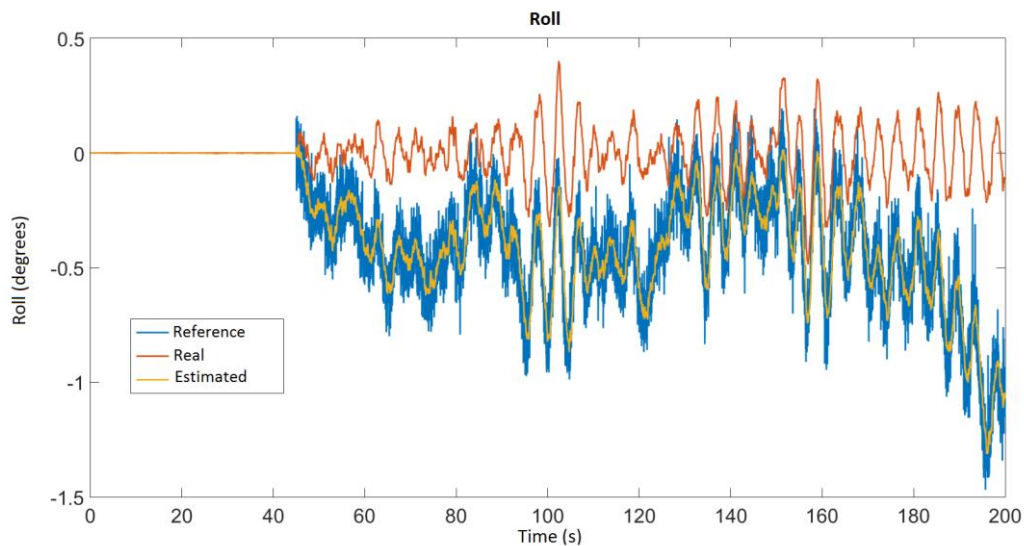


Figure 5: Partial simulation results

Concluding, this project means an advance in vehicle control methodology. Some upgrades suggested during the realization of the present project:

From model point of view, generating a more detailed aerodynamic model of the plane, to make the simulator more realistic.

From control point of view, introducing a transition between flying modes, in order to achieve smoothness and not losing height or stability.

From simulation point of view, adding a complex atmospheric model which includes turbulences and wind.

From Hardware integration point of view, adding radiofrequency communication with the microprocessor, for manual pilot with a transmitter.

References

- [1] plexim, [En línea]. Available: <https://www.plexim.com/plecs/pil>. [Último acceso: 17 Junio 2016]
- [2] H.Voos, «Nonlinear Control of a Quadrotor Micro-UAV using Feedback Linearization,» *IEEE International Conference on Mechatronics.*, 2009
- [3] Aimagin, «Aimagin,» [En línea]. Available: wajjung.aimagin.com. [Último acceso: 26 Mayo 2016].



Índice de la memoria

Parte I	Memoria.....	13
Capítulo 1	Introducción	15
1.1	Estudios de las tecnologías existentes: Vehículos de despegue vertical	15
1.1.1	Rotorcraft	15
1.1.1.1	Helicóptero	15
1.1.1.2	Autogiros	17
1.1.1.3	Girodinos	17
1.1.2	Powered lift	18
1.1.2.1	Ala rotatoria (Tiltwing)	19
1.1.2.2	Tail-sitter	20
1.1.2.3	Empuje vectorial (Thrust vectoring)	21
1.1.2.4	Rotor inclinable (Tilt-rotor).....	22
1.1.2.5	Modelos VTOL	23
1.1.3	Drones VTOL	23
1.1.3.1	Multicópteros	23
1.1.3.2	Tail sitter	24
1.1.3.3	Tilt-wing.....	26
1.1.3.4	Tilt-rotor.....	27
1.2	Motivación del proyecto.....	28
1.3	Objetivos.....	29
1.4	Metodología / Solución desarrollada	29
1.5	Recursos / Herramientas empleadas.....	30
1.6	Introducción.....	30
Capítulo 2	Simulación Hardware in the Loop.....	33
2.1	Simulación Processor in the loop (PIL)	33



2.2	Hardware	36
2.2.1	Tarjeta Openpilot Revolution.....	37
2.3	Software.....	40
Capítulo 3	Modelo.....	43
3.1	Elección del tipo de aeronave	43
3.2	Modelado.....	45
3.2.1	Modo Cuadricóptero	46
3.2.1.1	Fuerzas y momentos	47
3.2.2	Modo avión	54
3.2.2.1	Fuerzas y momentos	55
3.2.2.2	Comprobación del modelo	57
3.2.2.2.1	Corrección de parámetros	57
3.2.2.3	Estabilidad estática y dinámica longitudinal de aeronaves.....	58
3.2.2.3.1	Estabilidad estática	58
3.2.2.3.2	Estabilidad dinámica.....	61
3.2.2.3.3	Dinámica longitudinal de una aeronave.....	63
3.3	Sistemas de obtención de parámetros aerodinámicos	65
3.3.1	Túnel de viento.....	68
3.3.2	Computational fluid dynamics (CFD).....	70
3.3.2.1	Datcom	73
3.3.3	Recogida de datos en vuelo.....	77
Capítulo 4	Control	81
4.1	Diseño del sistema de control.....	81
4.1.1	Control modo cuadricóptero	81
4.1.2	Control modo avión	87
4.2	Implementación del sistema de control	91
Capítulo 5	Comunicaciones y Visualización	93
5.1	Software tarjeta vuelo	93
5.1.1	Waijung Blockset.....	94
5.2	Visualización desde estación base	95
5.2.1	Flightgear	95
5.2.2	Creación de modelo en 3D.....	97



Capítulo 6	Resultados	101
6.1	Resultados simulación no HIL	101
6.2	Resultados simulación HIL.....	102
Capítulo 7	Conclusiones	105
7.1	Conclusiones Modelado	105
7.2	Conclusiones control	106
7.3	Conclusiones simulación HIL.....	107
Capítulo 8	Futuros desarrollos	109
Capítulo 9	Bibliografía	111
Parte II	Estudio económico	117
Capítulo 1	Estudio económico	119
Parte III	Presupuesto	121
Capítulo 1	Mediciones	123
Capítulo 2	Precio Unitario	125
Capítulo 3	Presupuestos Parciales	127
Capítulo 4	Presupuesto General	131



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)
INGENIERO INDUSTRIAL

ÍNDICE DE LA MEMORIA



Índice de figuras

Figura 1: RVJET	9
Figura 2: Esquema simulaciones HIL	10
Figura 3: Estructura del diseño de controles	11
Figura 4: Modelo Flightgear 3D.....	11
Figura 5: Resultados Parciales Simulación	12
Figura 6: Helicóptero.....	16
Figura 7: Autogiro	17
Figura 8: Girodino	18
Figura 9: Tilt-wing	19
Figura 10: Tail-sitter.....	20
Figura 11: Caza F22	21
Figura 12: V22 Osprey	22
Figura 13: UAV Tail-sitter	25
Figura 14: UAV tilt-wing	27
Figura 15: UAV tiltrotor.....	28
Figura 16: Simulación Hardware In the Loop.....	35
Figura 17: Tarjeta de vuelo utilizada en las simulaciones.....	37
Figura 18 : OpenPilot Revolution	38
Figura 19: Placa montada utilizada en las simulaciones	40
Figura 20: Software prueba comunicación Tarjeta	41
Figura 21: Software prueba comunicación PC.....	41
Figura 22: Función Genérica de Matlab.....	51



Figura 23: Bloque modelo motor	52
Figura 24: Bloque modelo servomotores	52
Figura 25: Bloque de fuerzas y momentos del modo cuadricóptero	54
Figura 26: Bloque empuje motores	56
Figura 27: Fuerzas y pares de la aerodinámica	57
Figura 28: Estabilidad estática positiva	59
Figura 29: Estabilidad estática neutra	60
Figura 30: Estabilidad estática negativa	60
Figura 31: Estabilidad dinámica positiva	61
Figura 32: Estabilidad dinámica neutra	62
Figura 33: Estabilidad dinámica negativa	62
Figura 34: Fugoide	64
Figura 35: Fuerza de sustentación	66
Figura 36: Fuerza de resistencia	67
Figura 37: Mallado CFD	71
Figura 38: Resultados CFD	72
Figura 39: Boeing 737 Modelado con DATCOM	74
Figura 40: ASW 20 Modelado con DATCOM	75
Figura 41: Tubo de Pitot	79
Figura 42: Posición eje Z cuadricóptero	84
Figura 43: Posición eje X cuadricóptero	85
Figura 44: Posición eje Y cuadricóptero	85
Figura 45: Alabeo del cuadricóptero	86
Figura 46: Cabeceo del cuadricóptero	86
Figura 47: Guiñada del cuadricóptero	87
Figura 48: Estructura del control	89
Figura 49 : Diagrama de Bode Cabeceo-Timón de profundidad	90



Figura 50: Diagrama de Bode Referencia ángulo-Velocidad ascensional	91
Figura 51: Flightgear	97
Figura 52: RVJET integrado en Flightgear	99
Figura 53: Simulación PC	101
Figura 54: Simulación HIL.....	102



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)
INGENIERO INDUSTRIAL

Índice de tablas



Índice de tablas

Tabla 1: Modelos VTOL	23
Tabla 2: Dinámica aeronaves	65
Tabla 3: Relación de equipos y herramientas.....	123
Tabla 4: Relación de herramientas de Software	124
Tabla 5: Relación de horas de mano de obra directa.....	124
Tabla 6: Precio unitario de equipos y herramientas	125
Tabla 7: Coste unitario del Software	125
Tabla 8: Coste unitario de las horas de la mano de obra.....	126
Tabla 9: Coste total de equipos y herramientas.....	127
Tabla 10: Coste total del Software	128
Tabla 11: Coste total de mano de obra directa	129
Tabla 12: Presupuesto general.....	131



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)
INGENIERO INDUSTRIAL

Índice de tablas



Índice de ecuaciones

Ecuación 1: Ejes tierra.....	46
Ecuación 2: Ejes cuerpo	46
Ecuación 3: Matriz de cambio de base cuerpo-inercial.....	47
Ecuación 4: Matriz de cambio de base rotor-cuerpo	47
Ecuación 5: Matriz Tait-Bryan.....	47
Ecuación 6: Fuerzas de empuje	48
Ecuación 7: Pares giroscópicos del propulsor	48
Ecuación 8: Par de arrastre del propulsor.....	48
Ecuación 9: Vectores de motores desde el centro de masas.....	49
Ecuación 10: Ley de Fuerzas de Newton	49
Ecuación 11: Equilibrio de pares.....	49
Ecuación 12: Fuerza de empuje motor i.....	82
Ecuación 13: Mando de empuje	82
Ecuación 14: Mando de alabeo	82
Ecuación 15: Mando de cabeceo	83
Ecuación 16: Mando de guiñada	83
Ecuación 17: Vector de mandos	83
Ecuación 18: Aceleración angular Voos	83
Ecuación 19: Derivada segunda de los ángulos de Euler	84



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)
INGENIERO INDUSTRIAL

Índice de ecuaciones



Parte I MEMORIA



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)
INGENIERO INDUSTRIAL

Memoria



Capítulo 1 INTRODUCCIÓN

1.1 ESTUDIOS DE LAS TECNOLOGÍAS EXISTENTES: VEHÍCULOS DE DESPEGUE VERTICAL

Una aeronave de despegue vertical, en inglés *Vertical Take-Off and Landing (VTOL) aircraft* es aquella que puede despegar, sustentarse y aterrizar de forma vertical.

Dentro de las aeronaves *VTOL*, se pueden encontrar algunas que pueden operar en otros modos como las de despegue y aterrizaje *convencional Conventional Take-Off and Landing (CTOL)*, corto despegue y aterrizaje *Short Take-Off and Landing (STOL)* y de corto despegue y aterrizaje vertical *Short Take-Off and Vertical Landing (STOVL)*.

Se pueden clasificar las aeronaves actuales *VTOL* en dos grupos principales, teniendo en cuenta su sistema de empuje: las aeronaves *rotorcraft* y las aeronaves *powered lift*.

1.1.1 ROTORCRAFT

Una aeronave de ala rotatoria (*rotorcraft*) es aquella que consigue la sustentación por medio de alas rotatorias o hélices que giran en torno a un eje. Dentro de este tipo de aeronaves se encuentran las siguientes:

1.1.1.1 Helicóptero

Un helicóptero [1] es una aeronave que es sustentada y propulsada por uno o más rotores horizontales, teniendo cada uno dos palas o más en cada hélice.

Comparado con las aeronaves de ala fija, los helicópteros son mucho más maniobrables. Tienen la capacidad de realizar las maniobras propias de una



aeronave VTOL y además permiten volar tanto hacia delante como hacia atrás, y puede aterrizar en un espacio muy reducido, aproximadamente el doble del área del círculo formado por la hélice principal.

Sin embargo, el helicóptero (véase Figura 6) presenta varias desventajas, como la complejidad mecánica, al tener que implementar un rotor auxiliar para estabilizar la guiñada de la aeronave; capacidad de carga menor que las aeronaves de ala fija convencionales, coste de adquisición y de operación mayor y por último la baja velocidad de vuelo.

La baja velocidad de vuelo es debida a un fenómeno producido en la hélice, que también afecta al resto de aeronaves de ala rotatoria. Este fenómeno conocido como *Retreating Blade Stall* [2] es la pérdida de sustentación del ala rotatoria. La velocidad del viento que afecta al empuje de la aeronave es diferente en cada lado del helicóptero por el propio giro de la hélice. Esto afecta directamente a la fuerza de empuje producida en cada lado de la aeronave que crearía un par de alabeo. Para compensar el efecto, la mayoría de los diseños incorporan un movimiento de *flap* a las palas de la hélice, cambiando el ángulo de ataque de la pala para reducir el empuje cuando la pala está girando con el viento en contra y aumentar el empuje cuando la pala está girando con el viento a favor.

Este fenómeno limita la velocidad de vuelo hasta 370 Km/h.



Figura 6: Helicóptero

(Fuente Online :"

https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/2/23/Bell_206_bulgaria_02.JPG ")



1.1.1.2 Autogiros

Esta aeronave (Figura 7) utiliza un rotor sin propulsión para conseguir la sustentación y un rotor motorizado para generar empuje. Aunque este tipo de aeronave no tiene un funcionamiento intrínseco de VTOL, puede despegar si al rotor de sustentación se le acelera con un motor auxiliar; el aterrizaje requiere un control muy preciso de los pares del rotor y de cabeceo.



Figura 7: Autogiro

(Fuente Online :"

http://4.bp.blogspot.com/_nDzEkm6c5Xg/Ra1Qs94Z4MI/AAAAAAAAADE/IqTQlwOzjMc/s320/carter.bmp ")

1.1.1.3 Girodinos

El girodino (Figura 8), dispone al igual que el autogiro dos sistemas de alas giratorias. En este tipo de aeronave ambos sistemas están motorizados [3]. Uno de los sistemas se encarga de generar la sustentación necesaria, mientras que el otro genera el empuje necesario para el avance horizontal de la aeronave.



Su ventaja principal con respecto al helicóptero es que puede superar la barrera de velocidad comentada anteriormente, desacoplando la motorización del rotor horizontal y usando únicamente los rotores verticales para propulsar la aeronave.



Figura 8: Girodino

(Fuente Online : " https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/4/42/Eurocopter_X3.jpg ")

1.1.2 POWERED LIFT

Una aeronave tipo *powered lift* es aquella capaz de aterrizar y despegar verticalmente y cuyo vuelo depende del empuje de los motores o turbinas y de las alas no rotatorias en vuelo horizontal.

Dentro de este tipo de aeronaves se encuentran las siguientes:



1.1.2.1 Ala rotatoria (Tiltwing)

Como su nombre indica, este tipo de aeronaves (Figura 9) poseen un ala que se puede rotar. Para el despegue y el aterrizaje se coloca verticalmente y para el vuelo horizontal se coloca de forma horizontal. La ventaja que tiene con respecto a las aeronaves de rotor giratorio es que puede aprovechar mejor la potencia del motor para sustentar el aparato.

Por otro lado, la principal desventaja de este tipo de aeronave es el control en la sustentación, ya que el ala colocada verticalmente presenta una gran superficie afectada por las perturbaciones del viento. Además, su pilotaje es complicado debido a la entrada en pérdida durante el proceso de conversión de vuelo vertical a vuelo horizontal [3].



Figura 9: Tilt-wing

(Fuente Online : " <https://www.nasa.gov/sites/default/files/thumbnails/image/gl10-hover-02.jpg> ")

1.1.2.2 Tail-sitter

Esta configuración (Figura 10) despegua y aterriza sobre su cola, girando hasta su posición horizontal para vuelo de crucero [4]. La mayoría de estas aeronaves VTOL fueron proyectos de la Segunda Guerra Mundial y durante los años 50 y 60, pero la posición incómoda del piloto y el difícil control durante la transición de posición vertical a horizontal hicieron que no se desarrollaran modelos tripulados.



Figura 10: Tail-sitter

(Fuente Online : " <https://pbs.twimg.com/media/CWCS2rXW4AAtweU.jpg> ")



1.1.2.3 Empuje vectorial (Thrust vectoring)

Las aeronaves que disponen de empuje vectorial, pueden cambiar la dirección del empuje de los motores para controlar la actitud o la velocidad angular de las mismas. En los misiles balísticos y cohetes espaciales, al volar fuera de la atmósfera, las superficies aerodinámicas de control son inutilizables. Por ello el empuje vectorial es la herramienta principal para el control de la actitud de estos vehículos.

En las aeronaves, la implantación del despegue vertical tiene varias **ventajas** [5]: reduce el consumo de combustible, aumenta el empuje de los motores, permite mejorar la fase de rotación y controlar el ángulo de ataque en el despegue y reduce la carrera de despegue y aterrizaje, mejorando las capacidades STOL; también posibilita la reducción del tamaño de las superficies aerodinámicas, reduciendo el peso total de la aeronave.

Los cazas de combate (Figura 11) suelen disponer de estos sistemas, al necesitar extrema **maniobrabilidad** [6] y requerir las capacidades STOL para despegar y aterrizar en buques portaaviones.



Figura 11: Caza F22

(Fuente Online : "https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/b/b7/Lockheed_Martin_F-22.jpg")



1.1.2.4 Rotor inclinable (Tilt-rotor)

Este tipo de aeronaves dispone de rotores inclinables [3] montados en los extremos un ala fija o bien un motor montado en el fuselaje con ejes de transmisión que transfieran la potencia a los rotores montados en las alas.

Este tipo de aeronaves (Figura 12) combina la capacidad de vuelo vertical de un helicóptero y el rango de velocidades de vuelo de un ala fija. El funcionamiento de vuelo es el siguiente:

Para el vuelo vertical los rotores se posicionan en el plano de rotación horizontal, sustentando el aparato como un helicóptero. A medida que gana velocidad, los rotores se van rotando horizontalmente. Así, la sustentación pasa de ser dada íntegramente por los rotores, a ser paulatinamente dada por las fuerzas aerodinámicas en el ala fija. Una vez se termina la transición del giro de los rotores, el avión funciona como si fuera un ala fija.



Figura 12: V22 Osprey

(Fuente Online: " <http://immortaltoday.com/wp-content/uploads/2013/01/Bell-Boeing-V-22-Osprey-9.jpg> ")



1.1.2.5 Modelos VTOL

En esta sección se presenta la Tabla 1 con los modelos de aeronaves más conocidos de los tipos analizados anteriormente.

<i>Helicóptero</i>	<i>Bell 206</i>
Autogiro	CarterGyro
Girodino	EurocopterX3
Tilt-wing	NASAGreasedLightning
Thrustvectoring	LockheedMartin F-22
	Raptor
Tiltrotor	Bell-Boeing - V22Osprey

Tabla 1: Modelos VTOL

1.1.3 DRONES VTOL

En esta sección se introducirán las aeronaves no tripuladas *Unmanned Aerial Vehicle*, UAV en adelante, con capacidades VTOL.

Se analizarán los principales tipos de drones con estas características, sus ventajas e inconvenientes y al final de la sección se discutirá la elección del tipo de aeronave para este proyecto.

1.1.3.1 Multicópteros

Los multicópteros se han desarrollado mucho en la última década, para usos militares y estudios atmosféricos y del entorno [7], fotografía...etc.

Su construcción es la más simple de todos los drones con capacidad de despegue vertical, puesto que tan solo es necesario una estructura con motores en los extremos de los brazos de la estructura.

Actualmente existen multicópteros de tres, cuatro, seis y ocho hélices. La elección de la configuración depende de la aplicación posterior, teniendo en cuenta que los



modelos de seis y ocho hélices [8] pueden ser capaces de volar aun teniendo alguno de los motores estropeado.

En [9] se propone una forma matemática de optimizar el diseño de los multicopteros para aumentar el rendimiento y la duración del vuelo, a través de la optimización *Mixed Integer Linear Programming (MILP)*.

En cuanto al control, en [10] proponen controles PID para controlar las velocidades angulares y los ángulos de Euler en dos lazos. Las medidas se estiman o bien con filtros de Kalman, o bien con un filtro complementario lineal.

1.1.3.2 Tail sitter

Los UAV VTOL de tipo Tail-sitter son los más sencillos, puesto que los actuadores necesarios para su funcionamiento son los mismos que para un UAV de ala fija. Esto implica que no existen actuadores extra para controlar, y se traduce finalmente en una reducción considerable de peso.

Los desarrollos actuales con esta configuración se podrían dividir en dos: aquellos que no disponen de superficies de control como [9], [11] y los que disponen de estas como [12].

El principal desafío en el desarrollo de los sistemas de autopiloto es la transición del modo de sustentación vertical a vuelo horizontal. Esto es debido a la entrada en pérdida del ala durante la transición, perdiendo la sustentación de la aeronave.

En la mayoría de los diseños existen tres sistemas de control:

1. Sistema de control de vuelo vertical: se debe controlar la actitud de la aeronave durante las maniobras de despegue y aterrizaje no sólo para

mantenerla vertical, también para orientar la aeronave de tal forma que la transición sea la más efectiva. El principal problema de esta etapa es la robustez frente a las perturbaciones como el viento o el choque de un pájaro [12] contra la aeronave [takaaki]

El diseño de los actuadores es crucial para el funcionamiento correcto del control de sustentación. Algunos autores han optado por utilizar un par de rotores y superficies de control para modificar la actitud de la aeronave (Figura 13) en función de la corriente generada por estos rotores. Otros han preferido un sistema multi-rotor para producir los pares necesarios a la hora de controlar los ángulos de navegación.

2. Sistema de control de vuelo horizontal: las técnicas de control del vuelo de crucero son iguales a las que se usarían en una aeronave de ala fija.
3. Control de la transición de los modos de operación: la transición de los vuelos se gestiona de forma lógica en la mayoría de los modelos excepto en [13] que realiza un control basado en un modelo simplificado de la aerodinámica. Este control consigue integrar los modos de operación con resultados satisfactorios.

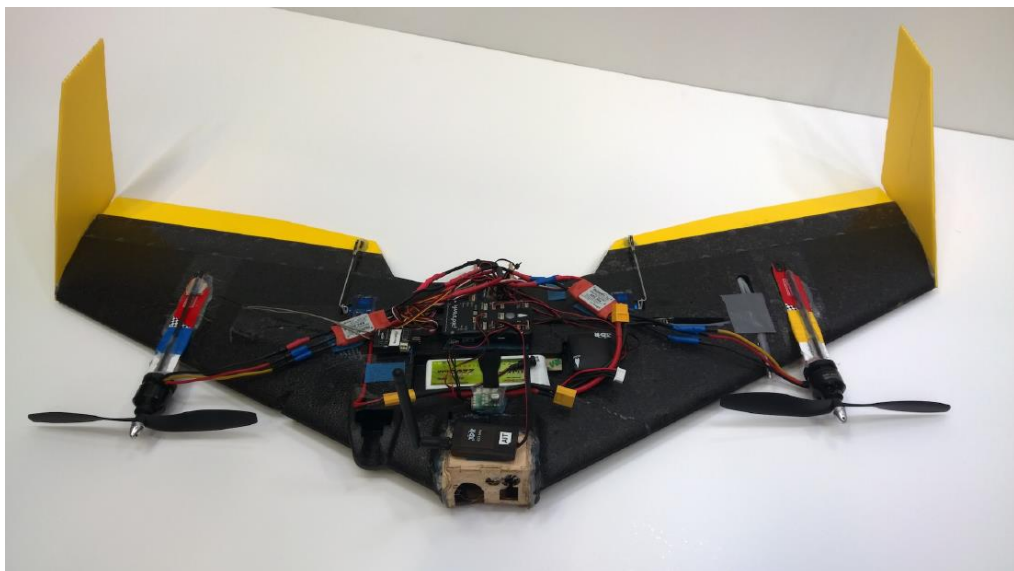


Figura 13: UAV Tail-sitter

Fuente: “ [13]”



1.1.3.3 Tilt-wing

Los drones actuales en configuración *tilt-wing* (Figura 14) suelen presentar cuatro hélices distribuidas en dos alas en tándem, de tal forma que la sustentación y el vuelo vertical se realizan de forma similar a un cuadricóptero, aunque con pequeñas diferencias:

En [14], el control de la actitud de la aeronave es igual que el del cuadricóptero para sustentarse en el aire.

Para el vuelo horizontal, en lugar de incluir superficies de control como alerones, utiliza las propias alas como superficies de control. Estas, puesto que están dispuestas en tándem, controlan únicamente el cabeceo, dejando el resto de ángulos de navegación a cargo de los rotores.

En [15], el control de sustentación es parecido al del cuadricóptero, excepto para la guiñada, que utiliza alerones colocados detrás de los rotores para aprovechar el flujo de aire producido por estos para actuar y producir el par necesario.

Para volar horizontalmente, utiliza los alerones como superficies de control, dejando las alas fijas.

Uno de los problemas de esta configuración es la baja robustez frente a las perturbaciones durante el vuelo vertical, ya que las alas en posición vertical suponen una superficie amplia para que el viento en contra pueda desplazar el avión.

Para mejorar la robustez de este control, en [16] proponen utilizar un observador de perturbaciones para incluirlos en los diseños de los controles PID, con resultados muy satisfactorios.



Figura 14: UAV tilt-wing

(Fuente: [16])

1.1.3.4 Tilt-rotor

Los UAV de tipo *tilt-rotor* que se están desarrollando actualmente, se construyen a partir de una aeronave de ala fija con capacidad de rotar los motores. Su arquitectura consiste en un fuselaje de ala fija, dos motores giratorios por medio de servomotores para girarlos y timón de profundidad.

El diseño de los sistemas de control puede ser abordado de dos formas:

En [17] se utiliza un algoritmo clásico, basado en control en cascada, con lazo interno para controlar las velocidades angulares de rotación y un lazo externo para controlar los ángulos de navegación.

La transición del algoritmo de control está basada en la aplicación de distintos controles en puntos de operación de la aeronave. En la Figura 15 se puede ver el prototipo utilizado en [16].



Figura 15: UAV tiltrotor

(Fuente: [16])

En [18] se utiliza un algoritmo novedoso, basado en optimización por enjambre de partículas. El algoritmo consiste en disminuir la función de coste, definida por la suma de los errores cuadráticos entre la respuesta deseada y la respuesta real de la planta. De esta forma, se definen respuestas basadas en sistemas de segundo orden para calcular las ganancias necesarias para el control.

1.2 MOTIVACIÓN DEL PROYECTO

El transporte de pequeñas cargas a zonas de difícil acceso supone un gran problema para los gobiernos y las organizaciones internacionales por las infraestructuras necesarias para llevarlo a cabo. Típicamente, estas infraestructuras o bien no existen por la situación geográfica o económica del lugar, o han sido destruidas por desastres naturales o conflictos bélicos.

Debido a ello, el transporte mediante medios convencionales resulta ser inviable o tiene un coste excesivo.

Aprovechando la maniobrabilidad y versatilidad de los UAV, se pretende desarrollar un vehículo que sea rápido y que tenga la maniobrabilidad en espacios reducidos, como la de un cuadricóptero.



1.3 OBJETIVOS

Para el desarrollo del UAV comentado en [1.2], se persigue:

- Diseñar un algoritmo de control: se pretende controlar el dron en las diferentes fases de funcionamiento, durante el despegue vertical como si fuera un cuadricóptero y durante el vuelo de crucero como una aeronave de ala fija.
- Simular el algoritmo de control en una tarjeta de vuelo: implantar el control previamente diseñado en una tarjeta, y realizar simulaciones *Hardware In the Loop (HIL)*, visualizando la simulación en un simulador de vuelo.

1.4 METODOLOGÍA / SOLUCIÓN DESARROLLADA

La metodología que se adoptó para el desarrollo del proyecto fue la siguiente:

- Familiarización con las herramientas de simulación y *Blockset* aeroespacial de *Simulink*.
- Obtención de coeficientes aerodinámicos a través de *Software CAD* del RVJET.
- Obtención de coeficientes aerodinámicos a través de *DATCOM*.
- Procesado del fichero de salida del *DATCOM* en *Matlab*.
- Programación de un modelo no lineal de la aeronave en *Simulink*.
- Diseño del control del modo de funcionamiento de crucero.
- Diseño del control del modo de funcionamiento de despegue.
- Simulación de ambos controles.
- Simulación *Hardware In the Loop* del modo de crucero.



1.5 RECURSOS / HERRAMIENTAS EMPLEADAS

Las herramientas fundamentales que se utilizaron en el desarrollo de este proyecto fueron las siguientes:

- *Matlab/Simulink* versión 2015a: utilizado para el diseño de controles, simular el comportamiento de la aeronave y programar la tarjeta de vuelo. para realizar la simulación *Hardware In the Loop*.
- *Flightgear*: simulador de vuelo que se utilizó para dotar de una interfaz gráfica a las simulaciones de los controles.
- Tarjeta *OpenPilot Revolution*: tarjeta de control usada como *Hardware* para implantar los controles de la aeronave y simularlos.
- *DATCOM* para obtener los coeficientes aerodinámicos de la aeronave.
- *SolidWorks* 2014 para obtener los parámetros geométricos, aerodinámicos e inerciales del RVJET.

1.6 INTRODUCCIÓN

Para facilitar al lector la estructura del resto del documento, se presentan los capítulos restantes de la memoria:

- En el 0 se explica de forma general las simulaciones *Hardware In the Loop*, junto con la tarjeta de vuelo utilizada en este proyecto.
- En el 0 se justifica el tipo de tecnología VTOL seleccionada, se detalla el desarrollo del modelo no lineal de ambos modos de funcionamiento y las formas de obtención de parámetros aerodinámicos.
- En el 0 se detallan y se justifican los tipos de controles utilizados tanto para el modo de despegue como para el modo de vuelo de crucero.



- En el Capítulo 5 se explican los elementos necesarios para comunicar la tarjeta de vuelo con el ordenador durante las simulaciones y se aborda la creación de un modelo 3D para el simulador de vuelo *Flightgear*.
- En el 0 se muestran los resultados de las simulaciones realizadas con el modo de crucero, utilizando solamente el ordenador y utilizando el ordenador y la tarjeta de vuelo.
- En el 0 se presentan las conclusiones de las fases más significativas del proyecto.
- Por último, en el 0 se proponen ampliaciones y mejoras del proyecto.



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)
INGENIERO INDUSTRIAL

Introducción



Capítulo 2 SIMULACIÓN HARDWARE IN THE LOOP

En este capítulo se explicará qué es una simulación *Hardware In the Loop*, cuales son los elementos necesarios para poder realizarla y por último se analizará la tarjeta de vuelo seleccionada para este proyecto y la configuración necesaria.

2.1 SIMULACIÓN PROCESSOR IN THE LOOP (PIL)

Una vez se ha diseñado un algoritmo de control para la aeronave, es necesario realizar simulaciones tan fieles a la realidad como sea posible antes de proceder a la implantación final en el Hardware y/o electrónica elegida, ya que supone ahorrar costes en los cambios que se requieran, depurar errores, perfeccionar el algoritmo y elegir los componentes (procesador, sensores...) que proporcionen mayor robustez y fiabilidad al sistema.

Para este proyecto, la simulación *PIL* [19] probará si la tarjeta *OpenPilot Revolution* es capaz de gestionar el algoritmo de control diseñado para la aeronave. Para ello, se comprobará la robustez de las comunicaciones y el retardo y la potencia de los cálculos necesarios para el algoritmo de control diseñado.

La simulación *PIL* consiste en programar la tarjeta de vuelo con el software diseñado y hacerlo funcionar en un mundo virtual, es decir, con el modelo no lineal de la aeronave ejecutándose en el ordenador, con señales virtuales que se comunican entre el ordenador y el procesador. Además, se contará con una interfaz gráfica para visualizar los resultados de la simulación en tiempo real. Para este proyecto, se utilizará:



- Procesador: STM32F4 de ST Electronics
- Modelo no lineal: modelo en *Matlab/Simulink* de la aeronave
- Interfaz gráfica: Simulador de vuelo *Flightgear*, integrable con el modelo de *Simulink*
- Señales de entrada al PC: señales PWM de los actuadores pertinentes en cada caso.

Para el modo cuadricóptero serían las señales de control de velocidad de los cuatro motores (*Throttle*) y el ángulo de giro de referencia de los servomotores que hacen rotar los motores.

Para el modo avión las señales PWM serían la velocidad de los motores (se manda una única señal común a los cuatro) y el ángulo de referencia del timón de profundidad.

- Señales de salida del PC: información medida de las variables de estado que podrían ser medidas en la realidad con los sensores necesarios. Para ambos modelos serían las derivadas de los ángulos de Euler y las aceleraciones angulares, medibles con una *Inertial Measurement Unit (IMU)*, la altura (barómetro, sensor de ultrasonidos...), coordenadas GPS, y el campo magnético para orientar la aeronave.

En la Figura 16 se puede ver un esquema de la simulación que se persigue en este proyecto:

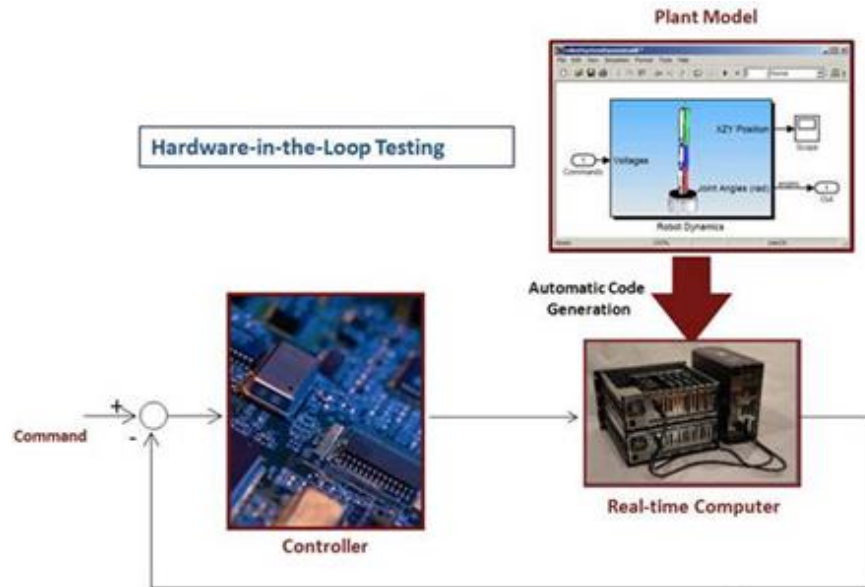


Figura 16: Simulación Hardware In the Loop

Fuente: "plexim.com"

Antes de la simulación *PIL*, se realizarán simulaciones con el modelo no-lineal de la aeronave, implantando los sistemas de control en tiempo continuo y despreciando dinámicas de los actuadores en general. Posteriormente se implantarán los sistemas de control en tiempo discreto y se irán incorporando las dinámicas más significativas de los actuadores.

Para proceder a la simulación *PIL*, se desarrollará el software necesario para asegurar un enlace de comunicación serie fiable, que permita enviar y recibir las señales enumeradas previamente. Los parámetros de la comunicación deberán ser ajustados a los valores contrastados experimentalmente con el objetivo de hacer la simulación más real.

La fase posterior a la simulación *PIL*, fuera del alcance de este proyecto serían las pruebas de vuelo, que requieren pruebas de funcionamiento de los sensores y de los actuadores, comunicaciones inalámbricas por radiofrecuencia con una emisora...etc.



Nótese que el funcionamiento del algoritmo de control en la aeronave real depende de todas las etapas anteriores, siendo el modelado la más crítica, ya que el comportamiento de la aeronave es controlado de acuerdo a ese modelo. Por otro lado, el *Hardware* a utilizar debe tener la capacidad de ejecutar los algoritmos de control y de interactuar con el resto de elementos con una respuesta aceptable.

2.2 HARDWARE

Con el objetivo de realizar una simulación PIL, es necesario disponer de dos elementos de Hardware principales:

- Tarjeta de vuelo (microprocesador)
- Tarjeta de conexión USB

La tarjeta de conexión USB permite poder conectar el microprocesador al ordenador. Normalmente, las tarjetas de vuelo incluyen un puerto serie para poder programarlas a través de un ordenador. Este puerto serie se comunica con el microprocesador a través de protocolo *Universal Asynchronous Receiver-Transmitter (UART)*.

Sin embargo, como se comentará más adelante en este documento, fue necesario añadir una tarjeta de conexión USB adicional para mejorar la velocidad de transmisión y aumentar la robustez del enlace de comunicación.

La tarjeta de control utilizada se puede ver en la Figura 17.

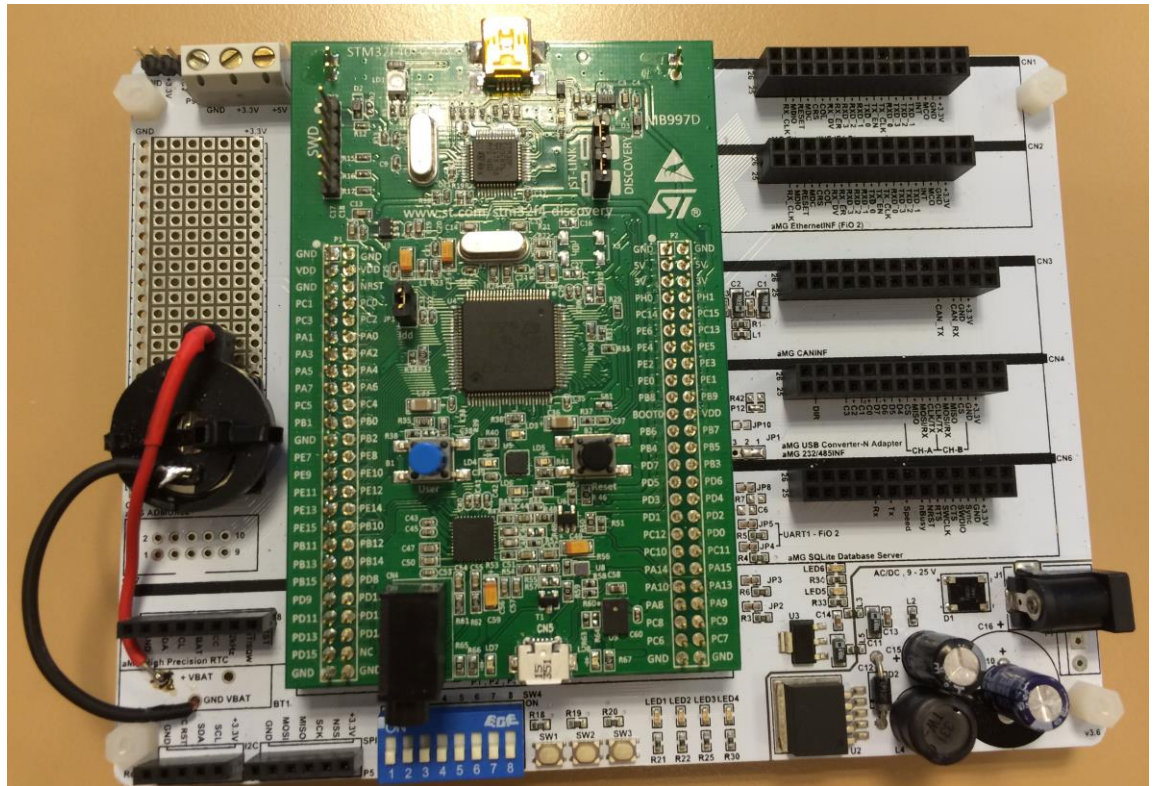


Figura 17: Tarjeta de vuelo utilizada en las simulaciones

2.2.1 TARJETA OPENPILOT REVOLUTION

El proyecto OpenPilot [20] comenzó en el año 2009 de la mano de tres fundadores: David Ankers, Angus Peart y Vassilis Varveropoulos. Es un proyecto ‘open source’ de tal forma que los usuarios pueden aportar desarrollos para la comunidad. Además, el código fuente es libre bajo licencia GPL.

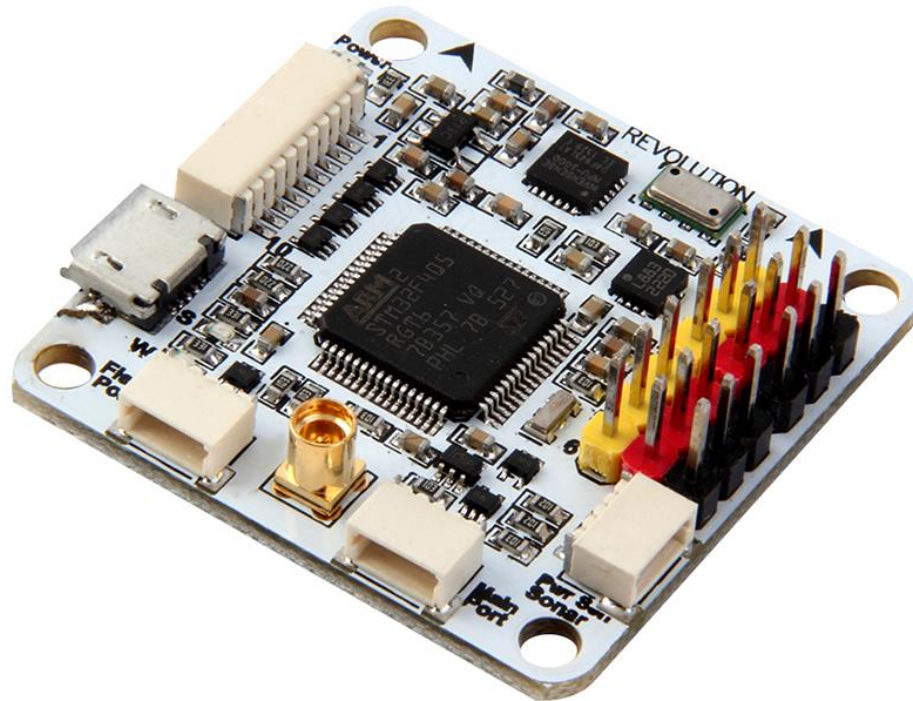


Figura 18 : OpenPilot Revolution

(Fuente: '<http://g02.a.alicdn.com/kf/HTB1evwcJFXXXXXhXVXXq6xXFXXXx/Nueva-OpenPilot-CC3D-revoluci%C3%B3n-regulador-de-vuelo-versi%C3%B3n-de-actualizaci%C3%B3n-de-integraci%C3%B3n-OPLinK-Revo-soporte-Loiter.jpg>')

La idea de este proyecto es el desarrollo de *Software* y de *Hardware* abierto, para uso educativo y de desarrollo de sistemas de autopiloto de aeronaves, tanto multirrotores como de ala fija.

Así, el proyecto *OpenPilot* se divide en dos componentes principales de software, escritos en lenguaje C++ y C respectivamente:

- Estación base (GCS)
- Firmware de la placa de vuelo

El *Hardware* de la tarjeta, está basado en el microprocesador STM32 y tiene dos placas principales:



- Tarjeta principal: contiene el núcleo del microprocesador, ranura para tarjetas SD y conectores para el barómetro y los servos.
- Tarjeta de sensores (*Attitude and heading reference system-AHRS*): es una unidad de diez grados de libertad (10DOF) que tiene giróscopo, acelerómetro, magnetómetro y sensores de presión.

Para este proyecto en particular, se escogió el modelo CC3D Revolution (Figura 18), de 32 bits, con comunicación radio a 433 MHz integrada. Con un peso de 9 gramos, ofrece las siguientes características [21]:

- Puerto Flexi-IO
- Puerto de telemetría serie, por USART con velocidad de transmisión ajustable
- FlexiPort para las funciones de telemetría
- Salida a 433 MHz para la radiofrecuencia
- Procesador con arquitectura ARM32
- Módulos de comunicación USB 2.0, I2C, SPI, USART, CAN y SIDO
- 14 timers multicanal
- Giróscopo de tres ejes
- Acelerómetro de tres ejes
- Magnetómetro de tres ejes
- Sensor barométrico de presión
- Pulse-Width Modulation (PWM)/ Pulse-Position Modulation (PPM) para la configuración de la comunicación con los receptores.

Estas características, permiten desarrollar sistemas de autopiloto para controlar la actitud y guiado de una aeronave, pudiendo incorporar un módulo GPS al hardware de la tarjeta. Además, su microprocesador de 32 bits, permite implementar sistemas de control más complejos y más exigentes en los cálculos que otras tarjetas de 16 y 8 bits.



2.3 SOFTWARE

Para poder realizar la simulación que se persigue en este proyecto, es necesario establecer un enlace dúplex de comunicación entre el ordenador y la tarjeta de vuelo.

Para ello, se realizaron pruebas de comunicación aprovechando el puerto serie de la placa (*UART*), enviando señales simples para comprobar la respuesta de la comunicación. Al necesitar una velocidad de transmisión alta y un tiempo de muestreo bajo (20 ms), la comunicación resultó defectuosa, puesto que se perdían muestras de la señal y esto producía una deformación de la respuesta.

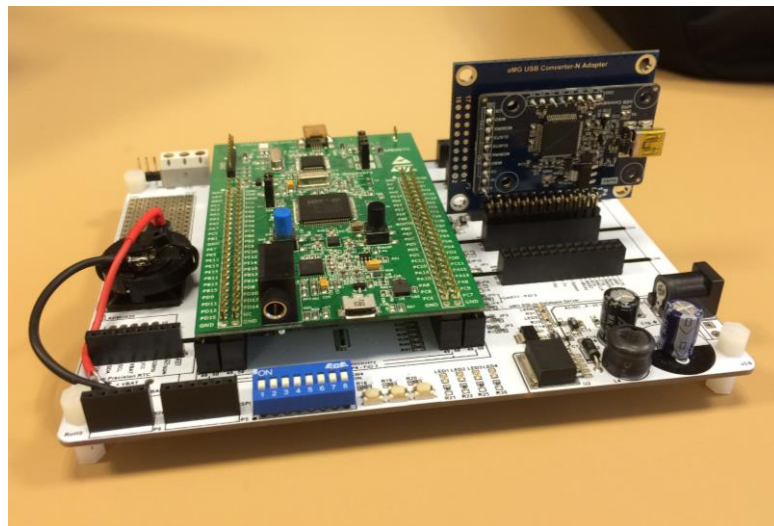


Figura 19: Placa montada utilizada en las simulaciones

Para solucionar este problema, se conectó un conversor de puerto USB rápido a la placa, que se puede ver en la Figura 19.

Se realizaron pruebas de comunicación con *baudrate* alto (115200) y con periodos de muestreo de 20 ms. El resultado de la implantación fue positivo, con el siguiente programa que se desarrolló para realizar las pruebas (Figura 20 y Figura 21).

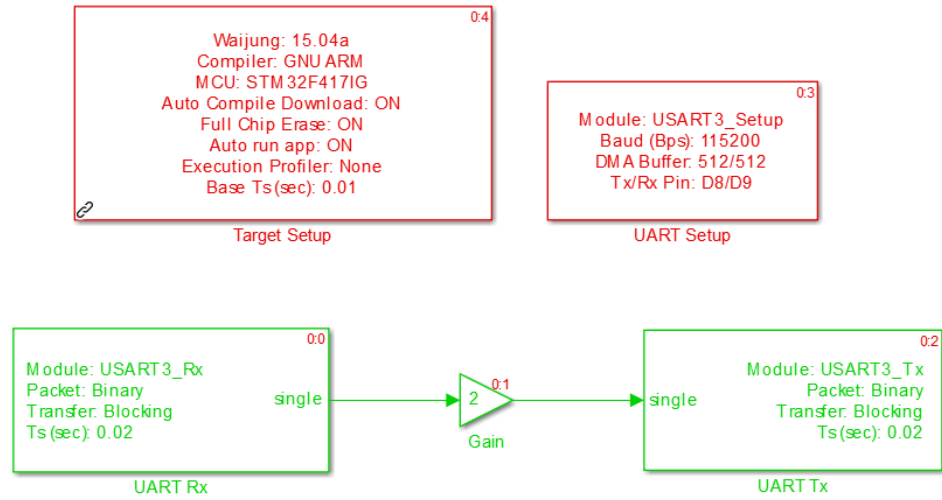


Figura 20: Software prueba comunicación Tarjeta

Fuente: "Simulink"

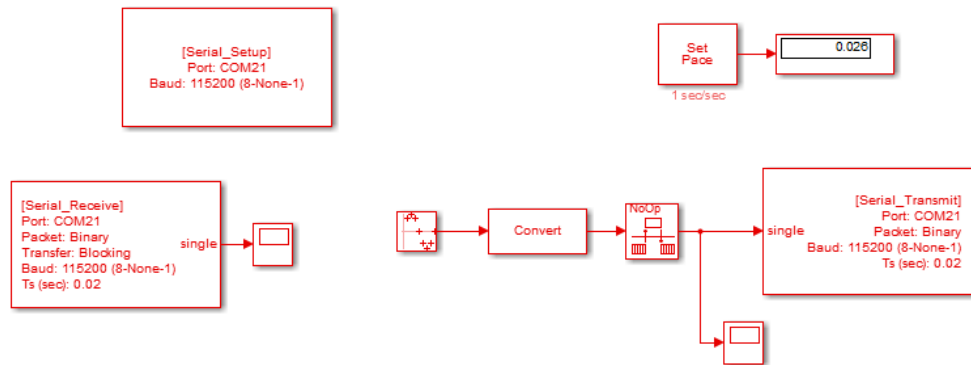


Figura 21: Software prueba comunicación PC

Fuente: "Simulink"





Capítulo 3 MODELO

En este capítulo se analizará el tipo de aeronave elegida, se explicará cómo se ha obtenido el modelado de ambos modos de operación de vuelo y las diferentes formas de obtener los parámetros para hacer el estudio aerodinámico del modo de vuelo de crucero.

En la sección 3.1 se justificará la decisión de tomar la aeronave de tipo *tilt-rotor* en lugar de los otros tipos descritos en 1.1.

A continuación, en 3.2, se detallarán las fuerzas y pares de ambos modos de operación, la depuración del modelo y la estabilidad longitudinal de aviones.

Por último, en 3.3 se abordarán las diferentes formas de obtener los coeficientes aerodinámicos necesarios para incorporarlos al modelo de la aeronave.

3.1 ELECCIÓN DEL TIPO DE AERONAVE

Dadas las configuraciones de drones VTOL existentes, es necesario elegir una configuración de aeronave para proseguir con las siguientes fases del proyecto.

Las características que se esperan conseguir de la aeronave de este proyecto son principalmente:

- Capacidad de despegue y aterrizaje vertical para dotar a la aeronave de alta maniobrabilidad en espacios reducidos
- Vuelo horizontal para conseguir mayor autonomía y velocidad de crucero alta.

Los vehículos de ala rotatoria (multicópteros, helicópteros...) fueron descartados como configuraciones posibles por la baja velocidad de crucero.



En un principio, la aeronave del proyecto iba a estar basada en un ala volante RVJET modificada mecánicamente (proyecto de Rodrigo Álvarez). Al tratarse de una aeronave de ala fija, con el fin de modificar lo menos posible la estructura original del aparato, se podía escoger entre la configuración *tail-sitter* y *tilt-rotor*, descartando la configuración *tilt-wing*.

La configuración *tail-sitter* presenta algunos problemas:

- Diseño del control necesario para resistir las perturbaciones producidas por el viento durante el despegue.
- Área transversal muy elevada inherente al diseño de un ala volante, lo cual es otro inconveniente para esta configuración.

La configuración *tilt-rotor*, tiene mayor complejidad mecánica, al tener que incluir servomotores para rotar los motores. Sin embargo, de acuerdo a las características de vuelo:

- La transición entre ambos modos de vuelo sería más suave que en el resto de configuraciones: el ángulo de ataque de las alas es próximo a cero durante toda la transición y únicamente se rotan los motores.
- La robustez frente a las perturbaciones es mayor que en otros tipos de aeronaves de despegue vertical, puesto que presenta mucha menos resistencia aerodinámica que los *tail-sitter*.
- El control del modo de sustentación será similar al del cuadricóptero, por lo que se podrán aprovechar las técnicas de control utilizadas en otros proyectos previos para esta aeronave.



3.2 *MODELADO*

En esta sección se explicará la obtención de los modelos de los dos modos de operación de la aeronave. Se detallarán los cálculos, suposiciones y condiciones de los modelos teniendo en cuenta la física real y la aplicación posterior de estos modelos para la fase de diseño de controles.

Durante el desarrollo de los modelos se adoptó una metodología cíclica para comprobar las ecuaciones, partiendo de comportamientos esperados de la aeronave y su visualización en el simulador de vuelo *Flightgear*.

Las suposiciones que afectan a ambos modelos son:

- Climatología: se suponen condiciones climatológicas ideales, es decir, no existe viento real, sólo el viento aparente producido por la velocidad del dron.
- La densidad del aire se supone constante y no cambia con la altura, puesto que el rango de altura de vuelo es bastante acotado (altura máxima de 100 m). Análogamente, las variaciones térmicas con la altura son insignificantes.
- Momentos giroscópicos: en la aeronave existen numerosos momentos giroscópicos, pero únicamente se considerarán los más significativos, que son los producidos por el sólido rígido.
- Dinámicas de los servos y de los motores: puesto que ambos son motores eléctricos, las constantes de tiempo de sus dinámicas son muy bajas y se desprecian.



3.2.1 MODO CUADRICÓPTERO

Se desarrolló un modelo del modo de funcionamiento del cuadricóptero, a partir del modelo de *Papachristos* [22].

En primer lugar, se definen tres sistemas de referencia para el modelo:

- Ejes tierra (*Earth*): constituyen el marco de referencia inercial (Ecuación 1).

$$E = \{Ex, Ey, Ez\}$$

Ecuación 1: Ejes tierra

- Ejes cuerpo (*Body*): constituyen el marco de referencia no inercial fijado al cuerpo de la aeronave (Ecuación 2).

$$B = \{Bx, By, Bz\}$$

Ecuación 2: Ejes cuerpo

- Ejes en el propulsor: constituye un marco de referencia solidario a la base de los rotores.

Se definen los siguientes vectores de velocidades y de desplazamientos:

- $U = \{u, v, w\}$ velocidades lineales referidas a B
- $\Omega = \{p, q, r\}$ velocidades angulares referidas a B
- $X = \{x, y, z\}$ vector de desplazamientos de traslación referidos a E
- $\Theta = \{\varphi, \vartheta, \psi\}$ vector de desplazamientos de rotación referidos a E

También se define la matriz de rotación (Ecuación 3) para transformar vectores de la base del cuerpo a la base inercial. Se usará para desplazamientos, velocidades, fuerzas y pares:



$$R^{B \rightarrow I} = \begin{bmatrix} c\theta \cdot c\psi & s\varphi \cdot s\theta \cdot c\psi - c\varphi \cdot s\psi & c\varphi \cdot s\theta \cdot c\psi + s\varphi \cdot s\psi \\ s\psi \cdot c\theta & s\varphi \cdot s\theta \cdot s\psi + c\varphi \cdot c\psi & c\varphi \cdot s\theta \cdot s\psi - s\varphi \cdot c\psi \\ -s\theta & s\varphi \cdot c\theta & c\varphi \cdot c\theta \end{bmatrix}$$

Ecuación 3: Matriz de cambio de base cuerpo-inercial

También se define la matriz (Ecuación 4) para transformar vectores de la base del rotor a la base del cuerpo:

$$R^{P_i \rightarrow B} = \begin{bmatrix} c\gamma_i & 0 & s\gamma_i \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\gamma_i & 0 & c\gamma_i \end{bmatrix}$$

Ecuación 4: Matriz de cambio de base rotor-cuerpo

Asimismo, se define la matriz de transformación Tait-Bryan (Ecuación 5) para hallar las velocidades angulares a partir de las derivadas de los ángulos de Euler.

$$J^{B \rightarrow I} = \begin{bmatrix} 1 & (s\varphi \cdot s\theta)/c\theta & (c\varphi \cdot s\theta)/c\theta \\ 0 & c\varphi & -s\varphi \\ 0 & s\varphi/c\theta & c\varphi/c\theta \end{bmatrix}$$

Ecuación 5: Matriz Tait-Bryan

Esta matriz es importante, puesto que, en el vehículo real, se dispondrá de una *Inertial Measurement Unit (IMU)* compuesta por giróscopos y acelerómetros que medirá las derivadas de los ángulos de Euler. Si la aeronave permanece en posición horizontal, y las perturbaciones en los ángulos de Euler son muy pequeñas, entonces $\sin \approx 0$ y $\cos \approx 1$ se puede simplificar el modelo, tomando las velocidades angulares en ejes *Body* como las derivadas de los ángulos de Euler.

3.2.1.1 Fuerzas y momentos

A continuación, se definen las fuerzas y los pares que intervienen en el modo cuadricóptero de la aeronave.



Se consideran las siguientes fuerzas:

- Fuerzas de empuje debidas a las hélices:

$$T_i^B = \begin{bmatrix} T_i^{Bx} \\ T_i^{By} \\ T_i^{Bz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_i \cdot s\gamma_i \\ 0 \\ -T_i \cdot c\gamma_i \end{bmatrix}$$

Ecuación 6: Fuerzas de empuje

Siendo i el número del motor al que se refiera (del uno al cuatro)

- Fuerzas gravitacionales:

Se considera la gravedad como una fuerza constante. La baja variación de altura de la aeronave hace que la variación del parámetro 'g' sea totalmente despreciable.

- Pares giroscópicos del propulsor:

Son los producidos por la inercia de los motores al girar con las hélices en movimiento:

$$M_{Gi} = I_{pi} \cdot (\Gamma_i' \omega_{pi})$$

Ecuación 7: Pares giroscópicos del propulsor

- Par de arrastre de los propulsores:

Los motores, al proporcionar par a la hélice para provocar el giro, por la tercera ley de Newton, se deduce que generan otro par en sentido contrario.

$$M_{Di} = K_D \cdot \omega^2$$

Ecuación 8: Par de arrastre del propulsor

- Vectores de posición:

Se definen los vectores de posición de los motores en función del giro de los servomotores. Definir estos vectores de forma genérica permitirá más adelante modificar la posición de los motores, lo cual será necesario para ajustar los brazos y proporcionar a la aeronave la maniobrabilidad deseada.



$$r_1^B = \begin{bmatrix} r_1^{Bx} \\ r_1^{By} \\ r_1^{Bz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} d_{p12x} + h_{p12} \text{sen} \gamma_1 \\ d_{p12y} \\ -(d_{p12z} + h_{p12} \text{cos} \gamma_1) \end{bmatrix}$$

$$r_2^B = \begin{bmatrix} r_2^{Bx} \\ r_2^{By} \\ r_2^{Bz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} d_{p12x} + h_{p12} \text{sen} \gamma_2 \\ -d_{p12y} \\ -(d_{p12z} + h_{p12} \text{cos} \gamma_2) \end{bmatrix}$$

$$r_3^B = \begin{bmatrix} r_3^{Bx} \\ r_3^{By} \\ r_3^{Bz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -(d_{p34x} + h_{p34} \text{sen} \gamma_3) \\ -d_{p34y} \\ -(d_{p34z} + h_{p34} \text{cos} \gamma_3) \end{bmatrix}$$

$$r_4^B = \begin{bmatrix} r_4^{Bx} \\ r_4^{By} \\ r_4^{Bz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -(d_{p34x} + h_{p34} \text{sen} \gamma_4) \\ d_{p34y} \\ -(d_{p34z} + h_{p34} \text{cos} \gamma_4) \end{bmatrix}$$

Ecuación 9: Vectores de motores desde el centro de masas

Por último, se aplican las leyes de Newton al cuerpo, quedando las ecuaciones:

$$F^B = G_B + \sum_{i=1}^4 T_i^B$$

Ecuación 10: Ley de Fuerzas de Newton

$$M^B = \sum_{i=1}^4 (T_i^B \times r_i^B) + \sum_{i=1}^4 R^{P_i \rightarrow B} \cdot (M_{G,i} + M_{D,i})$$

Ecuación 11: Equilibrio de pares

Para simplificar las transformaciones de los vectores y hacer más cómodos los pasos siguientes, se estudian las derivadas de las velocidades lineales en los ejes del sistema inercial y las derivadas de las velocidades angulares en ejes cuerpo.



La comodidad de hacer el estudio de esta forma viene porque en el diseño de los sistemas de control, lo más natural es controlar las velocidades y los desplazamientos lineales en ejes inerciales, como la altura, control de guiado por GPS...etc. y por otro lado controlar los ángulos de navegación como el cabeceo, el alabeo y la guiñada para las maniobras. Cabe destacar que las variables angulares expresadas en ejes inerciales son muy poco intuitivas.

Así, el modelo completo de la aeronave tendrá las siguientes características:

- Variables de estado:
 - o Velocidades lineales
 - o Desplazamientos lineales: aunque la altura es una variable que implica acumulación por energía potencial, no es necesario incluirla en el modelo si no se necesita
 - o Ángulos de Euler
 - o Velocidades angulares
 - o Ángulos de los servos (considerando la dinámica en los servomotores)
 - o Velocidades angulares de los motores (considerando la dinámica en los motores)
- Mandos:
 - o Señales PWM para controlar la potencia de los motores
 - o Señales PWM para mover los servos de los motores

Estas ecuaciones se llevaron a un diagrama de bloques de *Simulink* para poder obtener el modelo deseado



Para poder modificar los bloques fácilmente, tan sólo cambiando su código, la mayor parte de los bloques son **funciones** de *Matlab* [23] (Figura 22) que puede modificar el usuario:

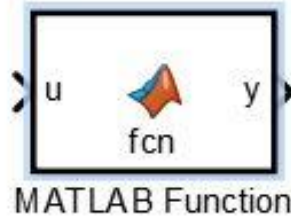


Figura 22: Función Genérica de Matlab

(Fuente: " Simulink ")

El usuario debe declarar las entradas y salidas a la función en una cabecera. A continuación, se escribe el código necesario.

Con la estructura comentada, se crearon los siguientes bloques:

- Motores (Figura 23):
 - o Función: representa el modelo de los motores de la aeronave y proporciona a su salida la velocidad angular de las hélices.
 - o Entradas: señales PWM de los cuatro motores y una constante que relaciona la velocidad angular adquirida por las hélices al proporcionar dicha señal PWM.
 - o Salidas: velocidades angulares de los cuatro motores.
 - o Posibles ampliaciones: facilidad de modificar el bloque para incorporar un modelo complejo del funcionamiento del motor.

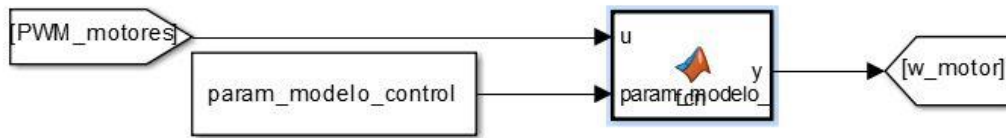


Figura 23: Bloque modelo motor

(Fuente: 'Simulink')

- Servos (Figura 24):
 - o Función: representa el modelo de los servomotores que hacen girar los motores del cuadricóptero.
 - o Entradas: señales PWM de los servos que mueven los motores de la aeronave y una constante que relaciona el ancho del pulso con el ángulo adquirido por el servo.
 - o Salidas: ángulo adquirido por los servos.
 - o Posibles ampliaciones: facilidad de modificar el bloque para incorporar un modelo complejo del funcionamiento del servomotor.

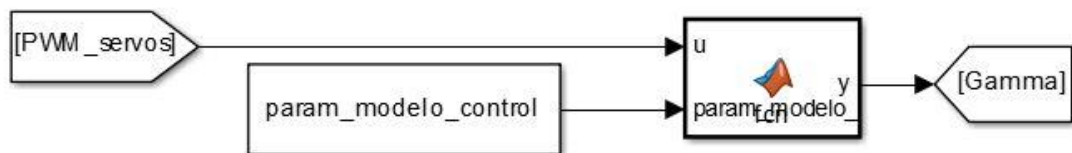


Figura 24: Bloque modelo servomotores

(Fuente: 'Simulink')

- Fuerzas quad (Figura 25):
 - o Función: calcula las fuerzas que intervienen en el cuadricóptero. Incluye las fuerzas de empuje y la fuerza de la gravedad.
 - o Entradas: velocidades angulares de las hélices, ángulos de los servomotores, ángulos de Euler, parámetros de empuje de las hélices y la masa y los momentos de inercia de la aeronave.



- Salidas: fuerzas del cuadricóptero en ejes Earth y vectores de fuerzas de empuje para utilizarlos en el cálculo de los pares.
- Momentos quad (Figura 25):
 - Función: calcula los pares que intervienen en el cuadricóptero.
 - Entradas: velocidades angulares de las hélices, ángulos de los servomotores, parámetros geométricos de la aeronave, parámetros del motor, momentos de inercia y masa de la aeronave y velocidad angular de la aeronave en ejes cuerpo.
 - Salidas: pares del modo cuadricóptero.

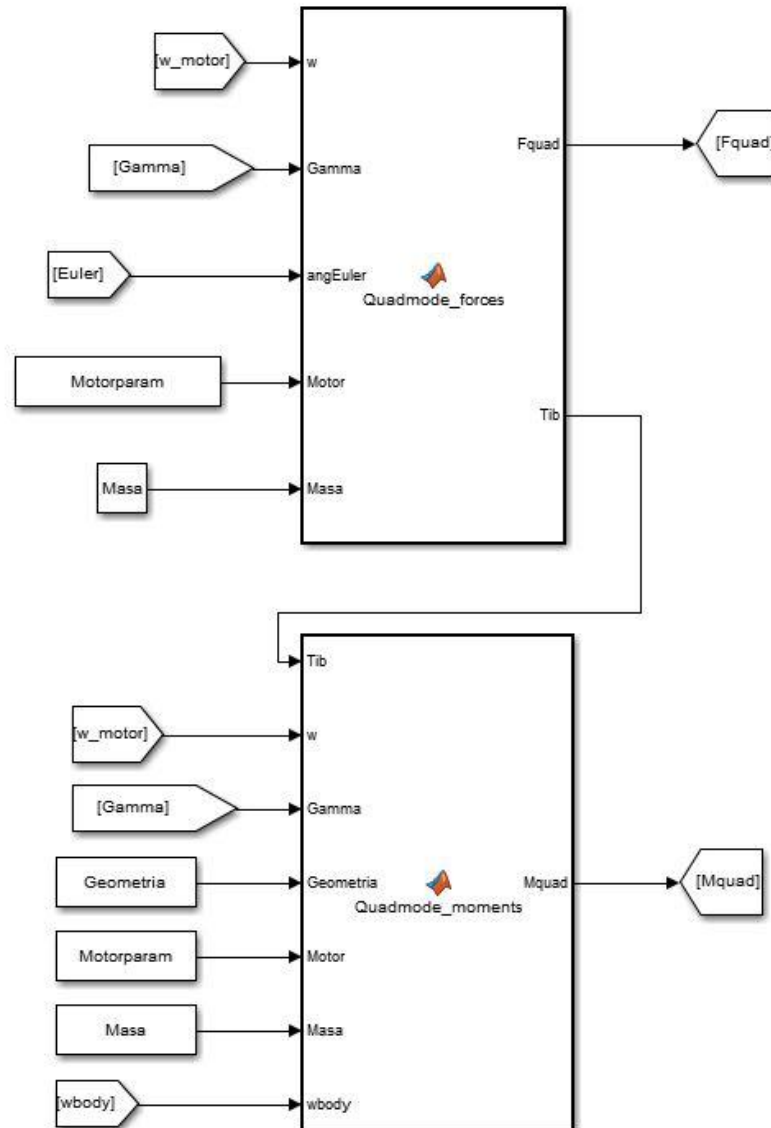


Figura 25: Bloque de fuerzas y momentos del modo cuadricóptero

Fuente: "Simulink"

3.2.2 MODO AVIÓN

Para el modelado del modo avión, es necesario conocer mecánica de vuelo de una aeronave de ala fija, las fuerzas y pares que intervienen en el vuelo y la estabilidad longitudinal de la aeronave.



En primer lugar, se definen dos sistemas de referencia, que se comparten con el modo de funcionamiento del cuadricóptero por convenio aeronáutico.

Se definen los siguientes vectores de velocidades y desplazamientos al igual que en el modo de funcionamiento cuadricóptero:

- $U=\{u,v,w\}$ velocidades lineales referidas a B
- $\Omega=\{p,q,r\}$ velocidades angulares referidas a B
- $X=\{x,y,z\}$ vector de desplazamientos de traslación referidos a E
- $\Theta=\{\varphi, \vartheta, \psi\}$ vector de desplazamientos de rotación referidos a E

Al igual que en el otro modo de funcionamiento, se define la misma matriz de rotación y la matriz de Tait-Bryan para transformar las derivadas de los ángulos de navegación en las velocidades angulares.

3.2.2.1 Fuerzas y momentos

En este modo de operación, se tienen las siguientes fuerzas:

- Fuerzas de **empuje** (Figura 26) debidas a los motores: cuatro fuerzas de empuje debidas a los propulsores. En este modo de operación, la fuerza total tiene únicamente componente en el eje X de la base del cuerpo.

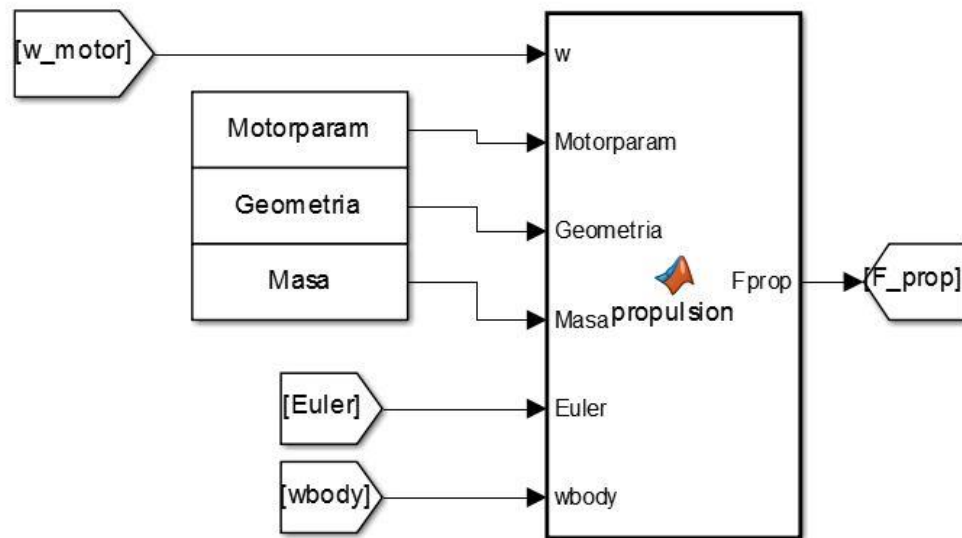


Figura 26: Bloque empuje motores

Fuente: "Simulink"

- Fuerzas gravitacionales: se considera la fuerza de la gravedad constante, al igual que en el modo de funcionamiento anterior.
- Fuerzas aerodinámicas (Figura 27): una vez hallados los parámetros aerodinámicos, cuya obtención se detalla en la siguiente sección, se consideran las fuerzas aerodinámicas de sustentación y resistencia (*Lift* y *drag*, respectivamente) del fuselaje, alas y del timón de profundidad. Debido a que se considerará que el avión vuela sin guiñar ni alabear y que no se considerará que existe viento cruzado, no se incluyen en el modelo las fuerzas debidas a este fenómeno.

En cuanto a los pares, se incluyen:

- Pares debidos a los motores: si la línea de fuerza de los motores no pasa por el centro de gravedad, el empuje generado por estos produce un par que puede hacer que suba o baje el ángulo de ataque de la aeronave.

- Pares aerodinámicos (Figura 27): con los parámetros aerodinámicos obtenidos, se incluyen los pares producidos por las alas y el fuselaje y también por el timón de profundidad.

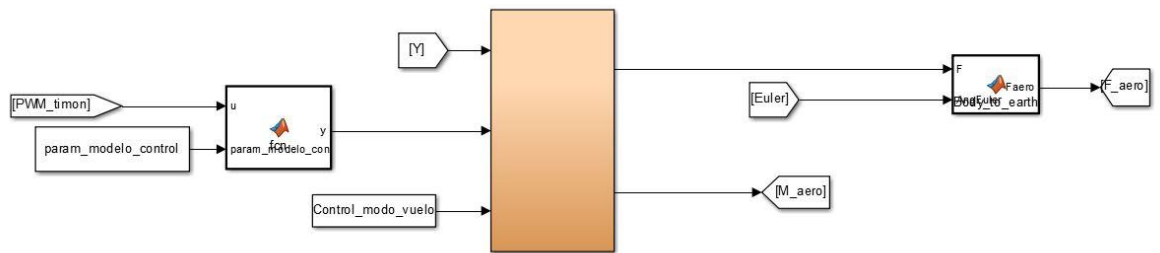


Figura 27: Fuerzas y pares de la aerodinámica

Fuente: "Simulink"

3.2.2.2 Comprobación del modelo

Una vez programadas las ecuaciones y conectados todos los bloques, se procede a verificar el modelo.

Para ello, al partir de la dinámica del planeador ASW 20, se realizan ensayos de planeo de la aeronave. Para ello, se imponen condiciones iniciales correspondientes a un vuelo sin motor, dando a la aeronave una velocidad inicial. La respuesta esperada es que el avión oscile hasta estabilizarse por sí solo, ya que la estabilidad debe ser inherente a su funcionamiento.

3.2.2.2.1 Corrección de parámetros

Durante los primeros ensayos, resultó que el avión era completamente inestable, dando como resultados derivadas infinitas y parando la simulación. Se corrigieron los parámetros iniciales y se simuló de nuevo.

Puesto que se obtuvieron los mismos resultados, se realizó una investigación profunda sobre la estabilidad de aviones, se identificó que la posición del centro de masas en relación con el centro de presiones del aparato debía ajustarse debidamente.



A continuación, se explicarán los conceptos de estabilidad longitudinal de aeronaves.

3.2.2.3 Estabilidad estática y dinámica longitudinal de aeronaves

La estabilidad de una aeronave se define generalmente por la capacidad propia de mantener una determinada condición de vuelo.

Esto está relacionado con el equilibrio de la aeronave, en el cual las fuerzas y momentos que actúan sobre ésta se igualan, de forma que las aceleraciones lineales y angulares son nulas.

En este proyecto se analiza la estabilidad longitudinal de un avión, que es la que está relacionada con el cabeceo. A mayor estabilidad longitudinal, mayor facilidad de pilotaje (control en este caso) y corrección de perturbaciones como las turbulencias.

Generalmente, las aeronaves (aviones comerciales, avionetas y planeadores) se diseñan para que sean estables sin ayuda electrónica, como. Sin embargo, los cazas militares tienen diseños inestables, para poder otorgarles mayor rapidez en las maniobras, por lo que necesitan control automático incluso en el pilotaje manual.

Dentro de la definición de estabilidad [24], se pueden distinguir entre dos tipos:

- Estabilidad estática
- Estabilidad dinámica

3.2.2.3.1 Estabilidad estática

Es la tendencia de la aeronave en retornar a su posición original cuando ha sido perturbada. Dentro de esta existen: positiva, neutra y negativa.

- Estabilidad **positiva** (Figura 28): la aeronave tiende a recuperar su actitud original cuando ésta se ha visto perturbada.

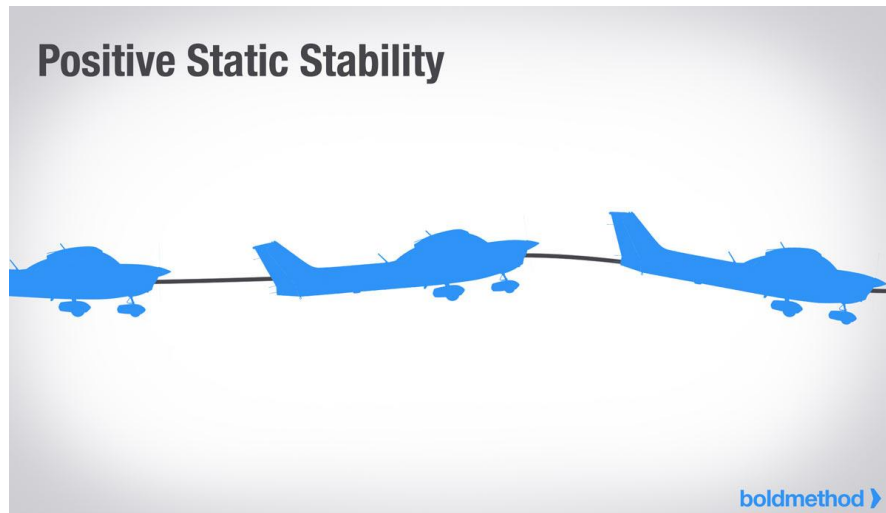


Figura 28: Estabilidad estática positiva

(Fuente: '<http://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aerodynamics/3-types-of-static-and-dynamic-stability-in-aircraft/>')

- Estabilidad **neutra** (Figura 29): la aeronave tiende a conservar la actitud perturbada. Por ejemplo, si en caso de turbulencia la aeronave cabecea cinco grados, tiende a conservar ese ángulo de cabeceo.

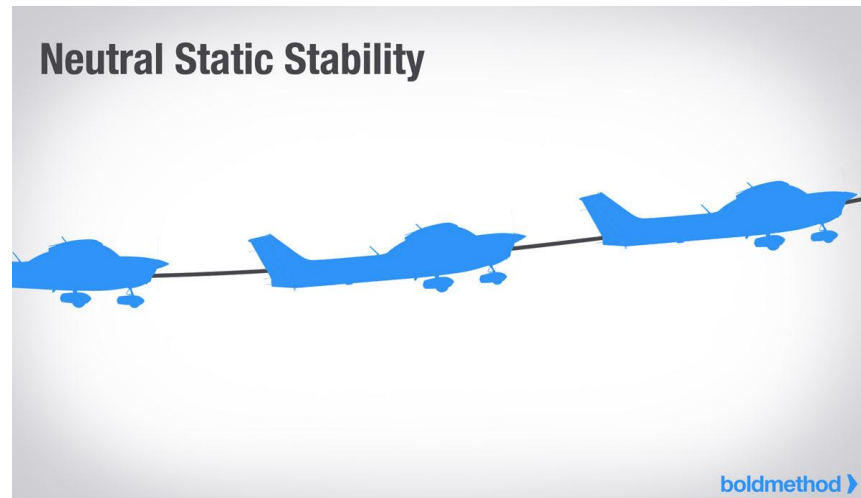


Figura 29: Estabilidad estática neutra

(Fuente: '<http://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aerodynamics/3-types-of-static-and-dynamic-stability-in-aircraft/>')

Estabilidad **negativa** (Figura 30: Estabilidad estática negativa

- (Fuente: '<http://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aerodynamics/3-types-of-static-and-dynamic-stability-in-aircraft/>') Figura 30): la aeronave tiende a alejarse de la actitud original cuando se ha perturbado. Para la mayoría de las aeronaves, es un efecto indeseado.

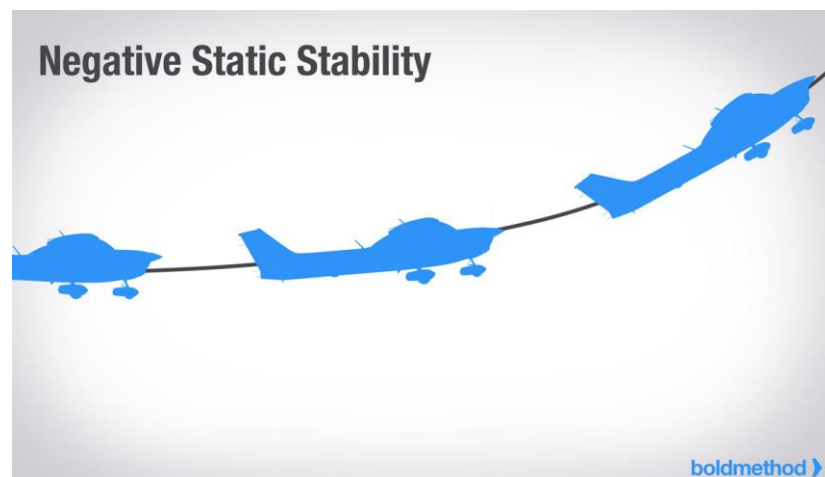


Figura 30: Estabilidad estática negativa

(Fuente: '<http://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aerodynamics/3-types-of-static-and-dynamic-stability-in-aircraft/>')

3.2.2.3.2 Estabilidad dinámica

La estabilidad dinámica representa la respuesta en tiempo de la aeronave frente a una perturbación. Igual que en el caso anterior, existen: estabilidad positiva, neutra y negativa.

- Estabilidad **dinámica positiva** (Figura 31): las oscilaciones que se producen con las perturbaciones se amortiguan con el tiempo, llevando a la aeronave a su actitud original.

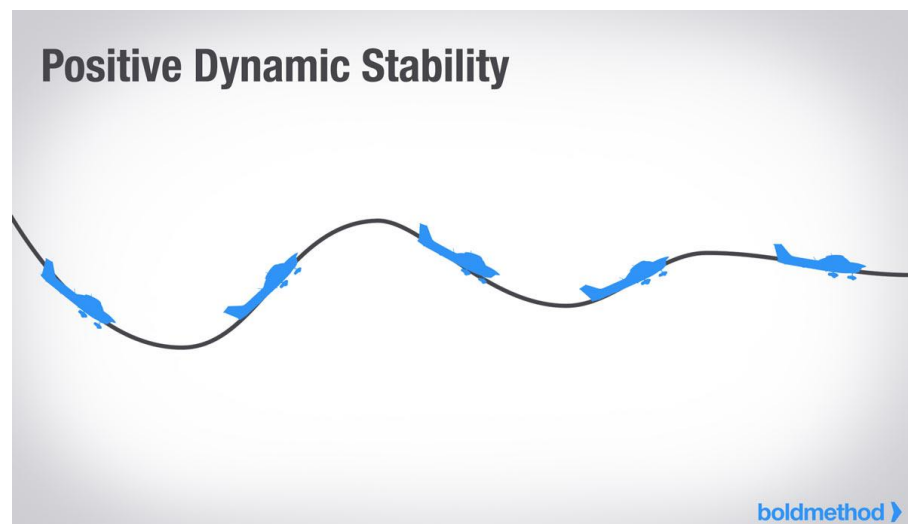


Figura 31: Estabilidad dinámica positiva

(Fuente: '<http://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aerodynamics/3-types-of-static-and-dynamic-stability-in-aircraft/>')

- Estabilidad **dinámica neutra** (Figura 32): las oscilaciones que se producen no se amortiguan nunca, oscilando continuamente.

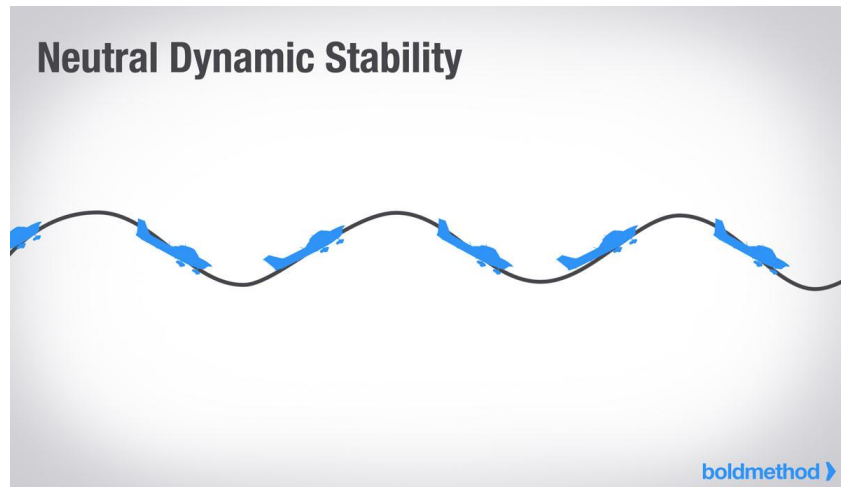


Figura 32: Estabilidad dinámica neutra

(Fuente: '<http://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aerodynamics/3-types-of-static-and-dynamic-stability-in-aircraft/>')

- Estabilidad **dinámica negativa** (Figura 33): las oscilaciones se amplifican a medida que pasa el tiempo, haciendo el comportamiento de la aeronave inestable.

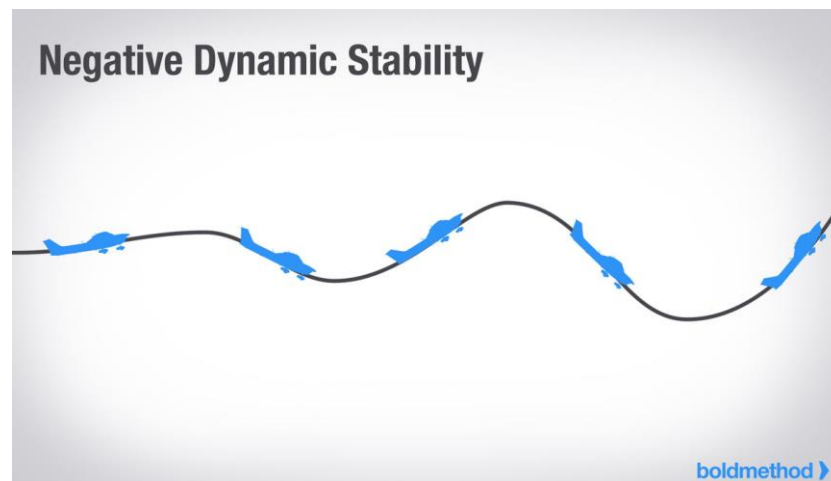


Figura 33: Estabilidad dinámica negativa

(Fuente: '<http://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aerodynamics/3-types-of-static-and-dynamic-stability-in-aircraft/>')

La aeronave seleccionada para este proyecto, el planeador Schleicher ASW-20 era inestable en un principio. Evidentemente, el diseño de un planeador ha de buscar la



estabilidad estática y dinámica para poder ser pilotado, puesto que el original no incluye ningún sistema de propulsión, sólo superficies de control para su guiado.

Dado que el concepto de estabilidad estática y dinámica es aplicable a otros vehículos, como a los buques, se descubrió, por analogía, que el problema procedía de la posición **relativa** [25] entre el centro de masas y el centro de presiones de la aeronave. Para estabilizar un buque, se debe lastrar por la parte baja, para bajar la posición del centro de masas y que, durante las escoras, se cree un par estabilizador para adrizarlo.

En el caso de esta aeronave en concreto, al probar con diferentes posiciones del centro de masas, se descubrió que su posición inicial estaba por detrás del centro de presiones por lo que se adelantó para poder hacerla estable estáticamente.

Una vez comprobada la estabilidad estática, se pasó a comprobar la estabilidad dinámica de la aeronave. Para ello, se introducirá la dinámica longitudinal de las aeronaves.

3.2.2.3.3 Dinámica longitudinal de una aeronave

Para mando de timón de profundidad constante en una condición de vuelo de referencia, al plantear el sistema de ecuaciones longitudinal, se obtiene un polinomio de cuarto grado conocido como cuártica de estabilidad [26] [27].

Las raíces de este polinomio son los autovalores del sistema (polos), generalmente dos pares de autovalores conjugados que presentan las siguientes características:

- Un polo rápido, con un amortiguamiento grande (corto periodo o *short-period*).



- Un polo lento, mucho más lento y menos amortiguado que el anterior (**fugoide**).

Al analizar estos polos se determina el carácter de la aeronave, distinguiendo si es estable o inestable y si es oscilatoria o no.

Así, frente a una perturbación, la dinámica de corto periodo se estabilizará rápidamente, mientras que la oscilación restante estará asociada al modo fugoide.

La dinámica de corto periodo tiende a estabilizar el ángulo de ataque de la aeronave y la velocidad angular, mientras que la dinámica fugoide tiende a estabilizar el vector velocidad y el ángulo de cabeceo (Figura 34) [28]

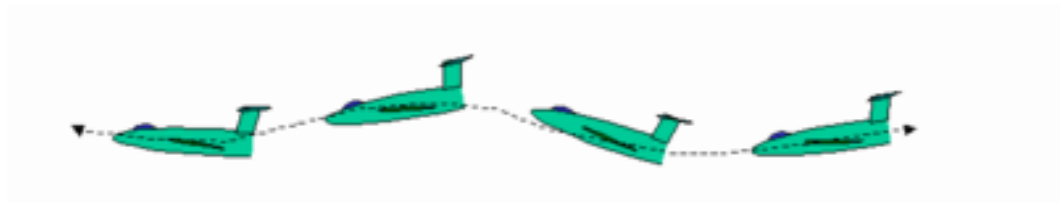


Figura 34: Fugoide

En este proyecto no se ha planteado el sistema de ecuaciones propiamente dicho de la dinámica longitudinal de la aeronave, en su lugar se ha procedido a linealizar el modelo en diferentes puntos de operación, que permite analizar los polos de las funciones de transferencia, que son los polos de la dinámica longitudinal de la aeronave.

Para comprobar si los resultados eran coherentes, se procedió a comparar los polos de la aeronave utilizada en el proyecto con los de un avión comercial Boeing 747-400 [29] y de una avioneta Cessna C127 [30].



		C127	Boeing 747- 400	ASW- 20
Corto periodo	Amortiguamiento	0.685	0.3865	0.5279
	w	6.03 rad/s	0.9616 rad/s	402319 rad/s
Fugoide	Amortiguamiento	0.106	0.0491	0.0624
	w	0.208 rad/s	0.0067 rad/s	0.1933 rad/s

Tabla 2: Dinámica aeronaves

Como se puede comprobar en la Tabla 2, los parámetros de los polos obtenidos son coherentes, por lo que la aeronave es estable y el modelado de la misma es correcto.

3.3 SISTEMAS DE OBTENCIÓN DE PARÁMETROS AERODINÁMICOS

Con el fin de obtener un modelo preciso y fiable, es necesario conocer todas las fuerzas, momentos e interacciones de la aeronave con el entorno.

Dentro de estas interacciones, la más importante en el caso de una aeronave es la que tiene con el aire.

La ecuación de Bernoulli demuestra que la aeronave ejerce una presión que altera la corriente libre del aire y la viscosidad del aire lleva a la aparición de unas fuerzas que hacen que haya una resistencia al flujo.

Por lo anterior, el vehículo experimenta fuerzas y momentos aerodinámicos:

- Sustentación (*Lift*): esta fuerza es la que contrarresta el peso de la aeronave y hace que se mantenga en el aire sin caer. En el caso de los helicópteros esta fuerza viene dada por las hélices, mientras que en los aviones es producida por las alas. Éstas tienen un perfil (*airfoil shape*) (Figura 35) con

un diseño especial que crea una diferencia de presiones tal que en la parte superior del perfil existe baja presión, mientras que en la parte inferior la presión es alta. Esta fuerza actúa en el centro de presiones de la aeronave y depende del ángulo de ataque, de la densidad del aire, del número de Mach, del perfil alar y de la superficie del ala.

Para controlar esta fuerza, es crucial controlar la velocidad de la aeronave y el ángulo de ataque para que ésta no pierda sustentación (no entre en “pérdida”). Típicamente el ángulo máximo de ataque es 15°.

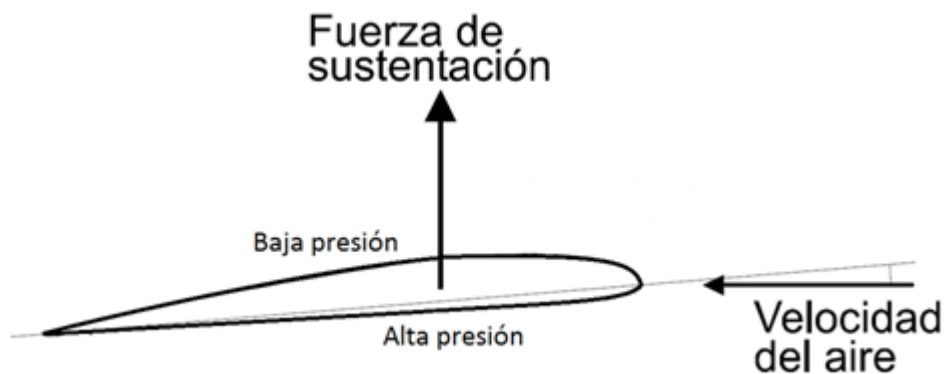


Figura 35: Fuerza de sustentación

(Fuente: 'http://4.bp.blogspot.com/-7f0qB_haCiA/UVrv4hXiD9I/AAAAAAAAAkQ/2mdE6fX-Qbc/s1600/fuerza+de+sustentaci%C3%B3n.png')

- *Resistencia (Drag)*: es una fuerza que actúa en la dirección de la línea de vuelo y que va en contra del movimiento del avión. Es producida por el flujo de aire contra una superficie, actúa en el centro de masas del objeto y depende del ángulo de ataque, del número de Mach, de la densidad del aire y del diseño y la cantidad de la superficie en contra. Reducir el **arrastre** (Figura 36) es fundamental no sólo en los diseños aeroespaciales, también en la industria automovilística y naval.



Figura 36: Fuerza de resistencia

(Fuente: 'https://i.ytimg.com/vi/sV_6E1Lh7yo/hqdefault.jpg')

- *Fuerza de viento cruzado (cross-wind force)*: esta componente es perpendicular al empuje y a la resistencia, normalmente en la dirección del ala (perpendicular al fuselaje del avión). Depende de la densidad del aire, del diseño y cantidad de sección en contra del viento cruzado y de la velocidad del viento cruzado.
- *Pitching moment (Momento de cabeceo)*: es un momento producido por las fuerzas de sustentación y resistencia, puesto que actúan en puntos diferentes y esto provoca un par. Este par actúa en el plano vertical del avión, moviendo la cabina hacia arriba o hacia abajo. Determina si el avión es estable de por sí (tiende a recuperar la actitud) y es el que cambia el ángulo de ataque de avión.
- *Rolling moment (Momento de alabeo)*: este es el momento que hace que el avión rote sobre su línea de vuelo, haciendo que un ala ascienda y la otra descienda.



- *Yawing moment (Par de guiñada)*: este par provoca que el avión rote alrededor de la dirección de la sustentación, girando hacia los lados en la dirección del vuelo.

Con el fin de desarrollar un control longitudinal de la aeronave en el modo avión es necesario conocer la sustentación, la resistencia y *Pitching moment*. (tres grados de libertad). Para ello hay que saber los coeficientes aerodinámicos asociados y las condiciones de vuelo. En este caso, las condiciones de vuelo vienen determinadas por:

- Régimen subsónico ($Mach < 0.3$)
- Variación de densidad del aire con la altura despreciable
- Condiciones atmosféricas estables.

El cálculo de los coeficientes mencionados puede realizarse de varias maneras que se explicarán a continuación, describiendo sus ventajas, limitaciones y sus posibles aplicaciones al desarrollo de este proyecto.

3.3.1 TÚNEL DE VIENTO

El túnel de viento consiste en una instalación que desplaza aire hacia un objeto para simular las condiciones de movimiento. En la industria del **automóvil** [31] es utilizado para simular el efecto del aire en los vehículos durante la conducción, mientras que la industria aeroespacial lo utiliza para simular vuelos.

Para ello, se parte de un modelo a escala (normalmente más pequeño que el vehículo real) y se realizan los ensayos necesarios para posteriormente extrapolar sus resultados al modelo real.



Estos ensayos no sólo sirven para comprobar la aerodinámica, también se utilizan para estudiar la transferencia de calor de las aeronaves, para prevenir la formación de hielo [32] en las alas y probar el comportamiento de los materiales utilizados.

Las ventajas de utilizar el túnel de viento para conocer la aerodinámica son:

- Obtener coeficientes aerodinámicos.
- Obtener la distribución de la presión en la superficie del avión.
- Visualizar el flujo a lo largo del vehículo para localizar los puntos de separación del flujo.

Sin embargo, también presenta varias limitaciones:

- Coste: la instalación tiene un coste elevado por su construcción y por su funcionamiento y mantenimiento.
- Problemas relacionados con el análisis dimensional: debido al coste suelen ensayarse modelos a escala y el análisis dimensional permite asegurar que el ensayo realizado en el modelo escalado tenga validez sobre el real. El problema principal es que en ocasiones ensayar con las condiciones requeridas por el análisis dimensional es inviable (por ejemplo, satisfacer el número de Reynolds) y requiere aumentar la velocidad del viento a cifras inviables para la instalación.
- Su uso es válido en etapas avanzadas de diseño de vehículos.

La idea preliminar de este proyecto era utilizar un avión ya diseñado, sin embargo, no se disponía de un túnel de viento para realizar los ensayos pertinentes.



3.3.2 COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS (CFD)

La Mecánica de Fluidos Computacional (*CFD*) permite hacer simulaciones de flujo de fluidos a geometrías complejas utilizando un ordenador. Esto permite estudiar la transferencia de calor y la aerodinámica sin necesidad de tener un modelo físico construido; es utilizado sobre todo en la fase de prototipado.

El proceso para hacer un ensayo de túnel de viento en un *Software* de *CFD* se resume en los siguientes pasos: obtención de un modelo en *CAD* viable, elección del mallado, especificación de las condiciones de contorno y por último simulación.

- Obtención de un modelo en *CAD* viable: en este proyecto se partió de un modelo tridimensional en *CAD* escaneado (trabajo de Rodrigo Álvarez) y se utilizó *SolidEdge ST8* para poder modificar el modelo.

Es necesario simplificar la geometría del modelo, dejando únicamente la geometría exterior que es la que va a estar en contacto con el fluido (el aire en este caso) y simplificando en la medida de lo posible la geometría exterior para que la etapa siguiente sea más sencilla y que los tiempos de computación sean más razonables.

- Elección del **mallado** (Figura 37): el algoritmo usado en este tipo de programas es el método de elementos finitos. La precisión de la simulación depende del número de puntos de la malla y esto supone cierta experiencia por parte del usuario del programa, con el objeto de dar una **precisión** adecuada a la aplicación en un **tiempo** de computación **razonable** [33]. Por ejemplo, la simulación tridimensional de flujo transónico en un ala con 196608 celdas tarda 18 segundos en un ordenador portátil con un procesador de 2 GHz, mientras que las simulaciones de flujo viscoso de Boeing con mallado de 15 a 60 millones de celdas tardan de uno a tres días con equipos informáticos conectados en arquitectura *Beowulf Cluster*.

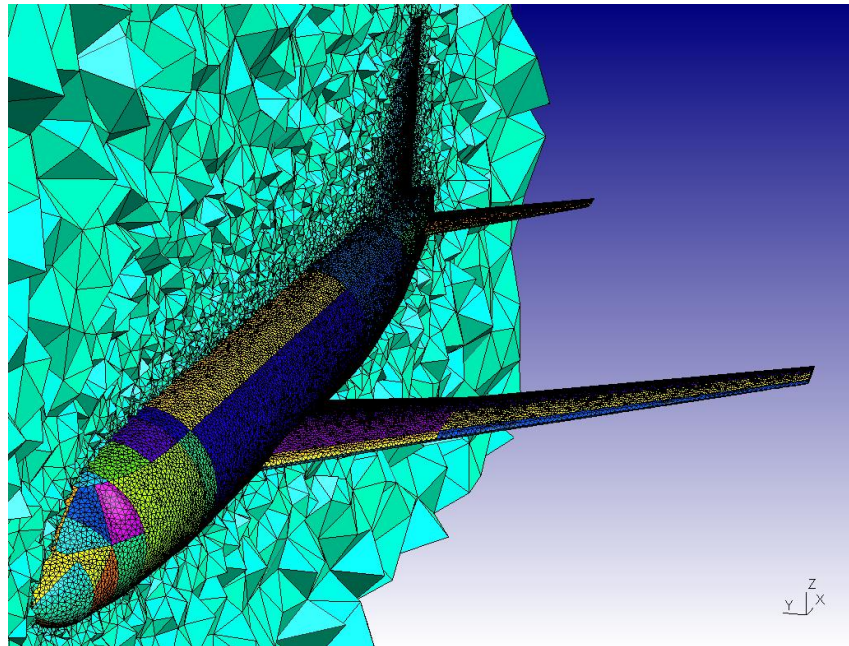


Figura 37: Mallado CFD

(Fuente: 'http://gmsh.info/gallery/a319_4.png')

- Especificación de las condiciones de contorno: en cualquier simulación con fluidos es necesario establecer unas condiciones del flujo para que sea posible hacer el ensayo. En este caso, es necesario establecer un volumen alrededor del cuerpo (un paralelepípedo), suficiente para que el flujo cercano a la aeronave no se vea afectado por los límites del volumen. Con ese volumen, se define la velocidad del viento a su entrada (por una de las caras del paralelepípedo) y corriente no perturbada, y a la salida por la cara opuesta se definen las mismas condiciones que a la entrada.
- Simulación: una vez especificada la geometría y las condiciones, el programa comienza a simular (Figura 38). Es posible configurar los distintos algoritmos de cálculo, el número de iteraciones e incluso se puede ver gráficamente el avance de la simulación.

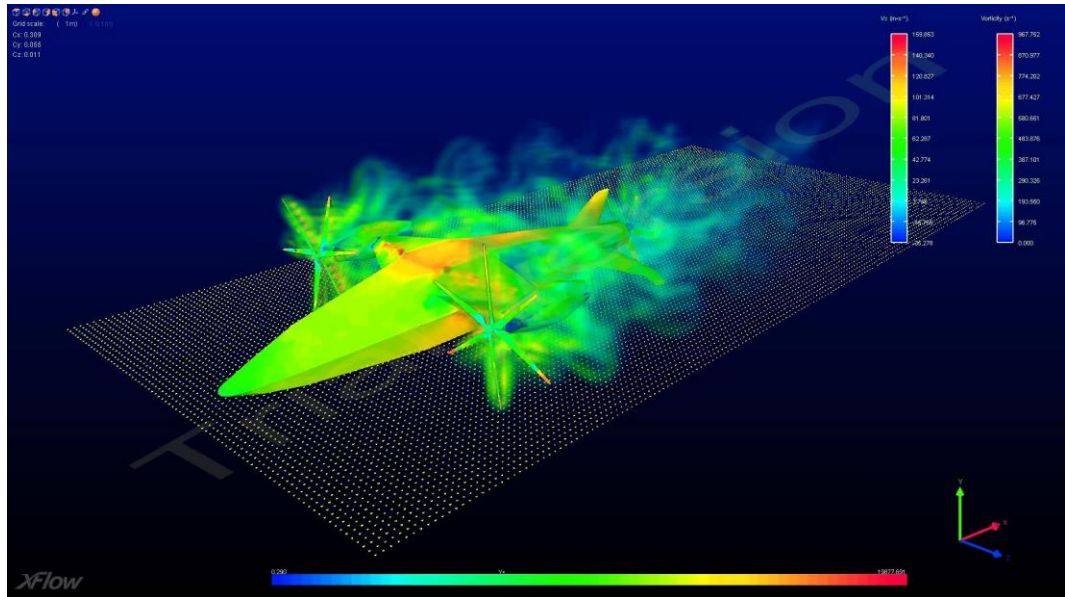


Figura 38: Resultados CFD

(Fuente: 'https://i.ytimg.com/vi/Rn87lzRG_Lk/maxresdefault.jpg')

Así, este método presenta las siguientes ventajas:

- No es necesario tener un modelo físico para la simulación.
- El ensayo tiene un coste muy inferior a los ensayos físicos.
- Se puede partir de un modelo CAD, que permite efectuar modificaciones fácilmente.
- Permite hacer simulaciones de la transmisión del calor, que pueden ser críticas en aplicaciones como la electrónica integrada, vehículos de competición, máquinas volumétricas, etc.

Sin embargo, tiene una serie de inconvenientes:

- Necesita un modelo en CAD simplificado, que requiere un trabajo sobre el modelo original, y por tanto conocimientos avanzados de estas herramientas.
- Los tiempos de computación pueden ser muy largos según el alcance de la simulación.



- La elección del mallado y el resto de configuración del programa requieren de un usuario experimentado y formado.
- Los resultados pueden no ser lo fiables que se esperan.

En este proyecto, a partir del modelo tridimensional escaneado, se intentaron hacer ensayos con *Autodesk CFD* y *Ansys*, pero las imperfecciones del modelo y los resultados poco fiables en experiencias previas de la escuela aconsejaron descartar este método.

3.3.2.1 *Datcom*

Este programa, utilizado por la *United States Air Force (USAF)* hasta su apertura al dominio público en el año 1979 [34], calcula la estabilidad estática, las características dinámicas derivadas y el efecto de las superficies de control a números de Mach subsónicos.

Permite introducir la geometría y el rango de altitud y el número de Mach de vuelo de la aeronave para poder realizar los cálculos. La interfaz del programa consiste en la introducción de un fichero en formato '.dcm' editable con un procesador de texto sencillo (*Notepad*) que se detallará más adelante. El programa cuando termina su ejecución muestra una ventana con un modelo en 3D generado a partir de la geometría introducida y genera archivos con la información de los coeficientes aerodinámicos y gráficas de interés para el análisis aerodinámico.

El fichero 3D está en formato 'AC3D' (ver ejemplo en Figura 39), que puede ser usado para exportarlo a una interfaz gráfica, y las gráficas de los coeficientes aerodinámicos pueden ser exportadas a gráficos '.png'.



A pesar de ser una herramienta longeva y tener una compatibilidad muy limitada con las nuevas tecnologías aeroespaciales, permite una integración prácticamente directa con *Matlab* y *Simulink* que hizo que se optara por utilizarla para obtener la aerodinámica de la aeronave.

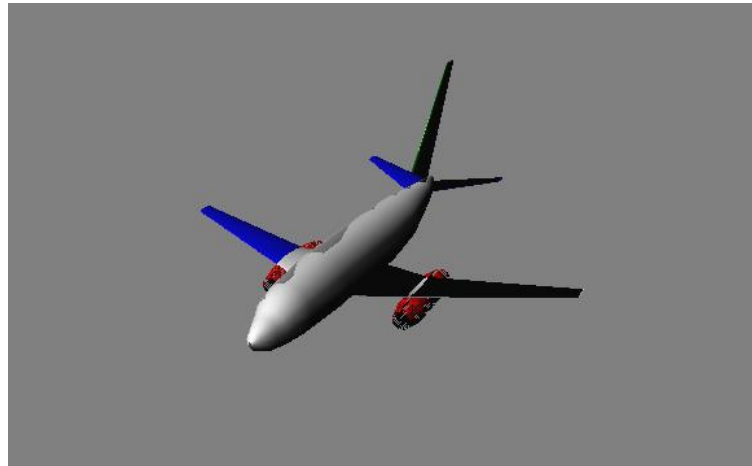


Figura 39: Boeing 737 Modelado con DATCOM

(Fuente: 'DATCOM')

En principio, se planteó utilizar los parámetros del avión RVJET para ambos modos de funcionamiento y se intentó modelar con este software. Sin embargo, la geometría de este avión es especial (se trata de un ala volante) y presenta una forma en las alas y en el fuselaje que hacían que el modelo resultante no fuera ni siquiera aproximado.

Por tanto, se decidió utilizar el avión ASW-20, cuyo diseño más convencional permite un modelo mucho más aproximado al real y se obtuvieron resultados más fiables (Figura 40).

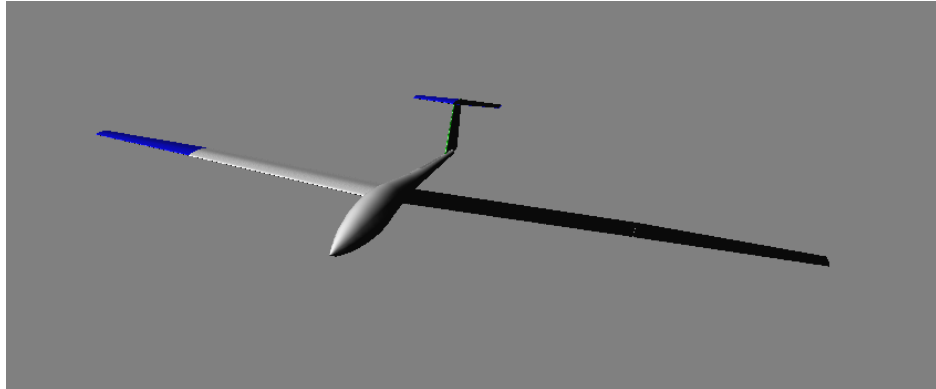


Figura 40: ASW 20 Modelado con DATCOM

(Fuente: 'DATCOM')

A continuación, se explica el fichero de entrada del programa:

El fichero **input** [35] de DATCOM presenta una estructura dividida en grupos:

- Grupo I: define condiciones de vuelo y dimensiones de referencia. El usuario introduce los números de Mach y Reynolds para cada caso que se desee calcular. Para el número de Reynolds, es posible utilizar un modelo atmosférico incluido en el programa, introduciendo las alturas de vuelo en su lugar.
- Además, se pueden introducir datos de presión, temperatura, peso del avión y el ángulo de la trayectoria de vuelo. Las dimensiones de referencia son las dimensiones de la cuerda del ala y la superficie alar.
- Grupo II: especifica la geometría básica para configuraciones convencionales, definiendo el cuerpo, las alas, las superficies en la cola del avión y sus localizaciones relativas.
Dentro de este grupo, se puede especificar la escala del modelo, el método de cálculo de los coeficientes de sustentación, resistencia y cabeceo y la geometría de las alas horizontales y verticales.
- Grupo III: permite introducir información adicional de diferentes elementos de la aeronave como los motores, los *flaps*, efecto suelo y la configuración de doble estabilizador vertical en las alas (*twin vertical panels*).



También se pueden definir configuraciones especiales de las alas y del cuerpo.

- Grupo IV: controlan la ejecución de los diferentes casos y permiten al usuario escoger entre diferentes opciones para obtener más parámetros de salida.

El fichero de salida aporta información sobre los coeficientes aerodinámicos estáticos y dinámicos de la aeronave. Ha de ser procesado por Matlab a través de la función `'datcomimport()'`, que genera una estructura de datos con los campos calculados y los que no se han calculado, que rellena con *Not a Number (NaN)*.

Con esta estructura de datos, es posible calcular de manera más sencilla, las fuerzas y los pares producidos por la aerodinámica del avión.

Los campos de la estructura de datos se pueden dividir en:

- Información del caso: contiene los campos que se han introducido en el fichero de entrada al programa.
- Coeficientes aerodinámicos estáticos:
 - o C_d : coeficiente de resistencia (*drag*)
 - o C_l : coeficiente de sustentación (*lift*)
 - o C_m : coeficiente de momento restaurador (*pitching moment*)
 - o C_a : coeficiente de masa añadida (*Added mass coefficient*)
- Coeficientes aerodinámicos dinámicos:
 - o $C_{m\alpha}$: derivada del coeficiente de *pitching moment* con respecto al ángulo de ataque
 - o $C_{l\alpha}$: derivada del coeficiente de sustentación con respecto al ángulo de ataque
 - o $C_{m\dot{q}}$: derivada del *pitching moment* con respecto a la velocidad angular de cabeceo q



- Cl_q : derivada del coeficiente de sustentación con respecto a la velocidad angular de cabeceo q
 - C_{mad} : derivada del coeficiente del *pitching moment* con respecto a la variación del ángulo de ataque
 - Cl_{α} : derivada del coeficiente de sustentación con respecto a la variación del ángulo de ataque
- Coeficientes de sustentación y *pitching moment* del timón de profundidad:
El programa permite calcular los coeficientes aerodinámicos de superficies de control de la aeronave, para que se puedan ajustar los diseños y comprobar que son suficientes para controlar la aeronave en un rango razonable de operación.

Los listados anteriormente son los coeficientes aerodinámicos que se usaron en el proyecto, involucrados en la estabilidad longitudinal de la aeronave.

El fichero de salida de *DATCOM* también aporta los coeficientes relacionados con la guiñada de la aeronave y su relación con el ángulo de resbalamiento (*sideslip angle*).

3.3.3 RECOGIDA DE DATOS EN VUELO

Este método es aplicable cuando la aeronave está ya diseñada, construida y operativa. Requiere de un piloto, sensores para muestrear datos, una tarjeta que gestione las muestras y las comunicaciones vía radio para poder registrarlos en un ordenador y posteriormente tratarlos.

Dentro de los sensores que se introducen en la aeronave se encuentran:



- Tubo de Pitot: se utiliza para medir la velocidad de la aeronave a partir de la velocidad del viento. Así, es importante realizar los vuelos con el viento en calma, para no dar una medida falsa de la velocidad del avión.
- Acelerómetros y giróscopos: se utilizan para medir las aceleraciones y velocidades angulares del avión en sus tres ejes del avión.
- GPS, altímetro: para calcular los desplazamientos y la altura del avión en todo momento.
- Información de los mandos que da el piloto a la emisora.

Todos estos datos se almacenan en una memoria que se puede encontrar en la propia tarjeta de vuelo, en la emisora, o directamente se reciben en un ordenador.

Una vez se tienen estos datos, lo que realmente representan son las respuestas de diferentes variables de estado de la aeronave a diferentes mandos (manipulación de la emisora). Con ello, se puede estimar el modelo de la aeronave a partir de *Software* de identificación de modelos.

En este caso, se utilizaría la *toolbox* de *Matlab* llamada “*System Identification*” que proporcionaría las funciones de transferencia del comportamiento del avión.

En la Figura 41 se muestra el tubo de Pitot que se utilizaría para medir la velocidad del avión:

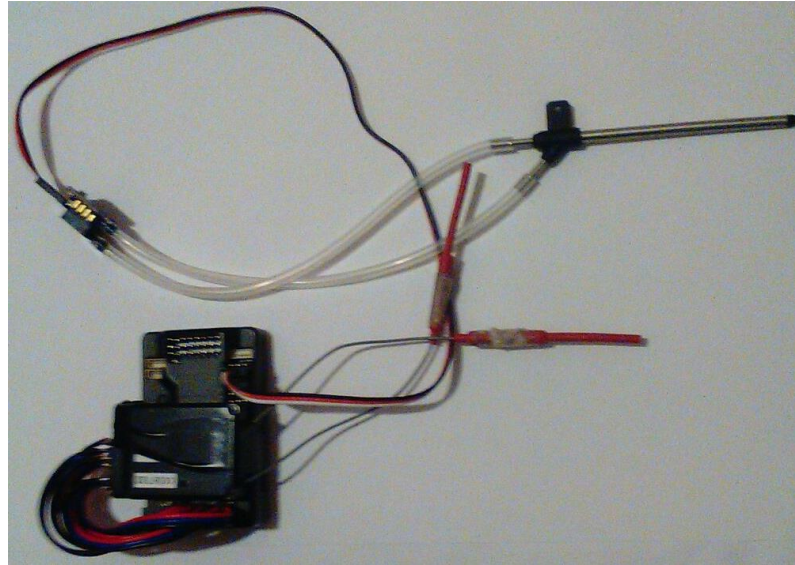


Figura 41: Tubo de Pitot

Así, las ventajas de este método son:

- Información de un vuelo real.
- Se puede llegar a incorporar información de las perturbaciones durante el vuelo para poder optimizar el diseño del control.

Sin embargo, estos vuelos suponen:

- Coste adicional por cada prueba de vuelo.
- Tener un piloto experimentado que realice las pruebas de vuelo.
- Ruido en las medidas por las vibraciones durante el vuelo.
- Dependencia de las condiciones atmosféricas para hacer un vuelo válido.

Para este proyecto, fue una opción a tener en cuenta, pero puesto que las pruebas de vuelo no se podían realizar en el tiempo disponible, se procedió a utilizar *DATCOM*.



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)
INGENIERO INDUSTRIAL

Modelo



Capítulo 4 CONTROL

4.1 DISEÑO DEL SISTEMA DE CONTROL

Como se ha explicado anteriormente, el desarrollo de una aeronave de despegue vertical requiere cierto control automático para que el pilotaje sea viable. Durante el despegue es completamente necesario controlar las velocidades de los cuatro rotores para que pueda despegar completamente vertical, para abaratar costes de las instalaciones.

También el control es indispensable para la navegación en espacios reducidos o durante maniobras que requieran giros rápidos a velocidades lentas.

Por otro lado, la transición del modo cuadricóptero a modo avión ha de hacerse de forma que no se desestabilice. La aeronave ha de ir poco a poco ganando sustentación gracias a la fuerza aerodinámica de *lift*.

Por último, el control automático es indispensable para el vuelo autónomo por GPS, ya que si la distancia de vuelo es mayor que el alcance de la emisora, no se podría controlar con esta.

4.1.1 CONTROL MODO CUADRICÓPTERO

El control de la aeronave en modo cuadricóptero está basado en una estructura en cascada. El lazo interno de la cascada controla la actitud y estabiliza el vehículo mientras que el lazo externo controla la navegación. En la Figura 48 se muestra la estructura del control que se utilizó.

Así, el control de navegación corrige la posición del vehículo, enviando las referencias de actitud (ángulos de Euler) de la aeronave al control de estabilización.



Para que esta estructura funcione adecuadamente, el control interno ha de ser más rápido que el externo.

El control diseñado para este modo de operación es una modificación del propuesto por Voos [36].

En otros proyectos se han diseñado controles linealizando el modelo del cuadricóptero en el punto de operación de ángulos de navegación nulos, lo cual resulta un inconveniente si existen perturbaciones que afecten de manera significativa a la actitud del vehículo y además reduce la agilidad en las maniobras. La principal ventaja de usar el control de Voos es la linealización del modelo que se realiza, puesto que aumenta de forma considerable la robustez y la maniobrabilidad y fue el escogido para este proyecto.

La linealización del modelo se realiza de la siguiente forma:

En primer lugar, se definen cuatro mandos para controlar la actitud de la aeronave: Se llama T_i a la fuerza de empuje que produce cada motor, b es el factor de empuje y ω la velocidad de rotación del motor (Ecuación 12).

$$T_i = b \cdot \omega^2$$

Ecuación 12: Fuerza de empuje motor i

- Mando de empuje o *Throttle*: se define el mando (Ecuación 13) que aporta la sustentación del cuadricóptero. T_{base} es el mando necesario para sustentar el dron en el aire.

$$U_1 = (T_1 + T_2 + T_3 + T_4)/T_{base}$$

Ecuación 13: Mando de empuje

- Mando de alabeo o *Roll*: es el mando () para producir el movimiento de alabeo.

$$U_2 = (T_1 + T_2 - T_3 - T_4)/T_{base}$$

Ecuación 14: Mando de alabeo



- Mando de cabeceo o *Pitch*: la actuación necesaria () para cabecear el dron.

$$U3 = (T1 - T2 - T3 + T4)/Tbase$$

Ecuación 15: Mando de cabeceo

- Mando de guiñada o *Yaw*: representa el mando () que hace guiñar el cuadricóptero.

$$U4 = (T1 - T2 + T3 - T4)/Tbase$$

Ecuación 16: Mando de guiñada

- Vector de mandos: se reúnen los mandos en un único vector ()

$$U = [U1 \ U2 \ U3 \ U4]$$

Ecuación 17: Vector de mandos

En segundo lugar, se definen las siguientes matrices y vectores:

- Matriz de inercias: contiene el tensor de inercia de la aeronave, de ahora en adelante 'matI'.
- Matriz de brazos: compuesta por las diferentes distancias del centro de masas para modificar los distintos ángulos de navegación. De ahora en adelante 'matL'.
- Vector de velocidades angulares ' ω_{xyz} ' en ejes del cuerpo.

A continuación, se presenta en la Ecuación 18 la expresión resultante de la aceleración angular:

$$\dot{\omega}_{xyz} = matI^{-1} \cdot (matL \cdot \dot{U} - \omega_{xyz} \cdot (matI \cdot \omega_{xyz}))$$

Ecuación 18: Aceleración angular Voos

Operando con la Ecuación 18 y con la Ecuación 5, se llega a una expresión en la cual aparecen como no linealidades las derivadas segundas de los ángulos de Euler, que se pueden calcular (Ecuación 19) a partir de los ángulos de Euler estimados y de las derivadas de estos que aportaría la *IMU*.



$$\ddot{Ang_Euler} = \ddot{Ang_Euler}^{-1} \cdot (\omega_{xyz} \cdot Tait_{Bryan} \cdot \dot{Ang_Euler})$$

Ecuación 19: Derivada segunda de los ángulos de Euler

Una vez calculados los mandos virtuales, se transforman a mandos reales (señales PWM para aplicar a los motores) deshaciendo las transformaciones realizadas anteriormente.

Para comprobar la respuesta del control, se realizó una simulación con los datos del RVJET obtenidos a partir de un modelo CAD.

Dicha simulación consistió en un despegue vertical de la aeronave, de forma que:

- A los 50 segundos se cambia la referencia de altura para que ascienda 1 metro.

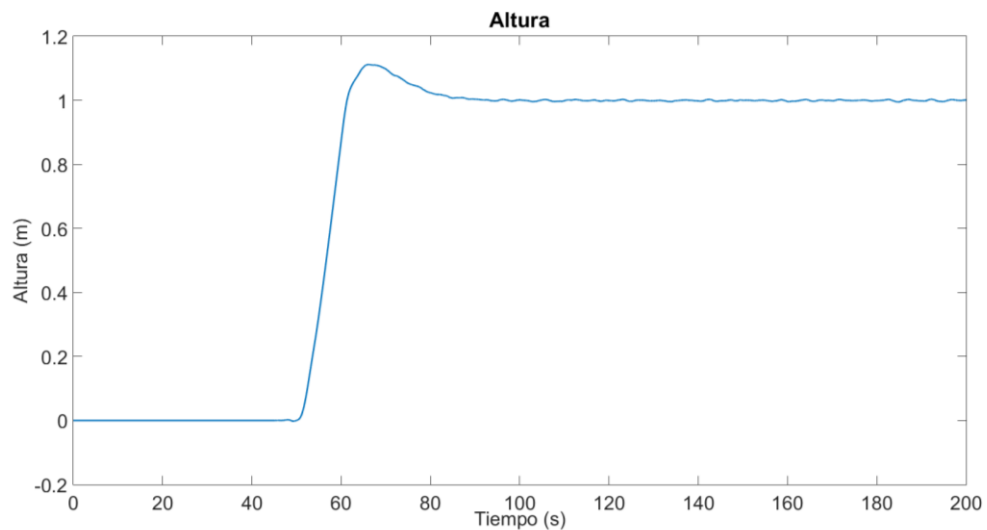


Figura 42: Posición eje Z cuadricóptero

- A los 100 segundos se cambia la referencia de eje X para que avance hacia delante medio metro.

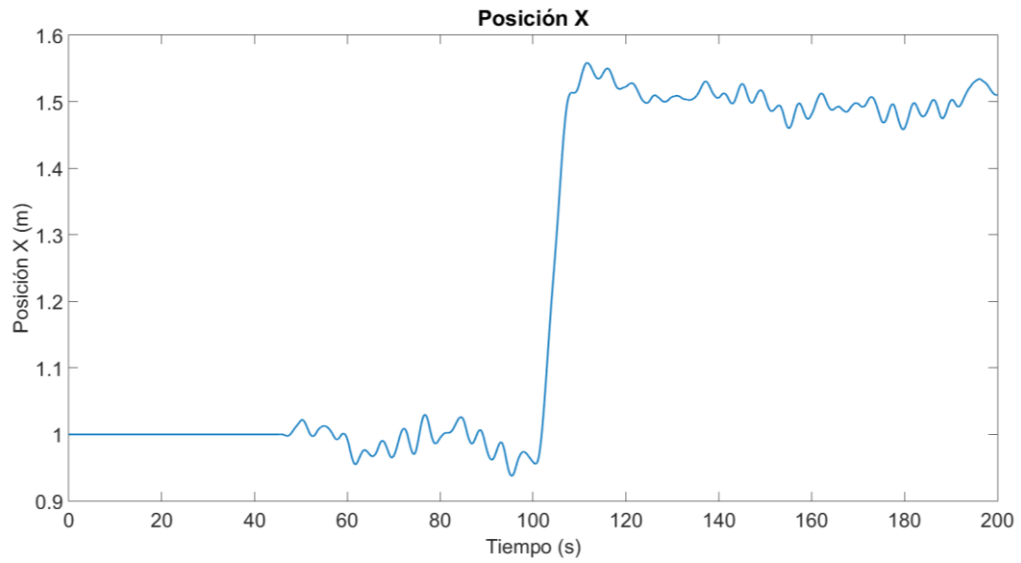


Figura 43: Posición eje X cuadricóptero

Fuente: 'Simulink'

- A los 150 segundos se cambia la referencia de eje Y para que se desplace hacia la derecha medio metro.

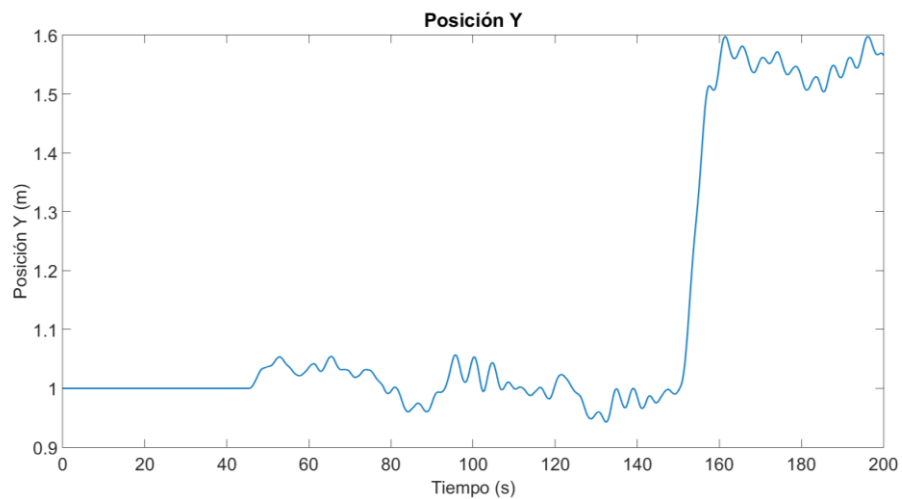


Figura 44: Posición eje Y cuadricóptero

Fuente: 'Simulink'

Los resultados de la simulación se pueden ver en las siguientes figuras: en la Figura 42, Figura 43 y Figura 44 se ven las posiciones que adquiere el cuadricóptero y en la Figura 45, Figura 46 y Figura 47 los ángulos de navegación.

Nota: no se dispone de sensores para corregir la guiñada.

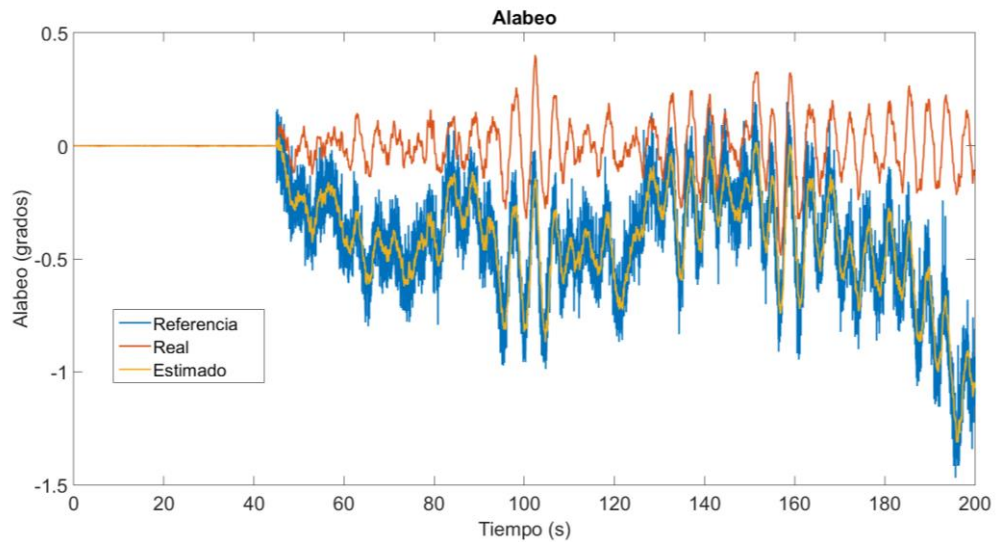


Figura 45: Alabeo del cuadricóptero

Fuente: 'Simulink'

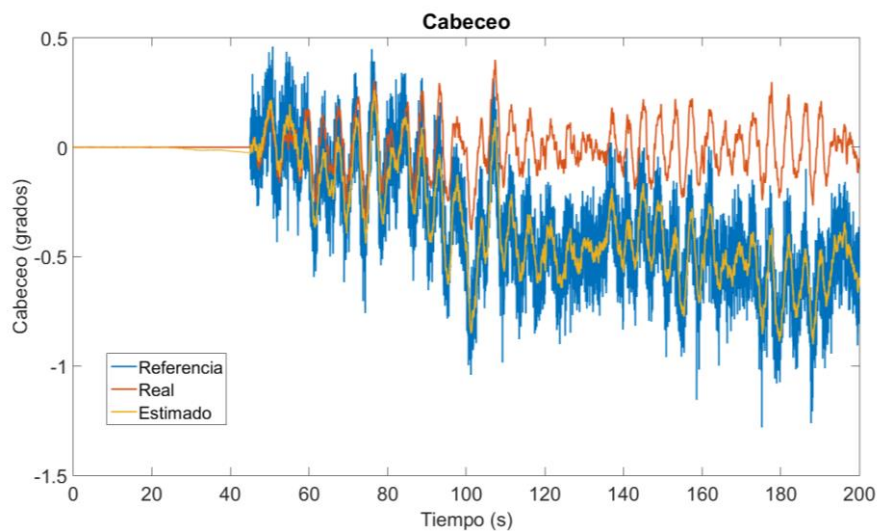


Figura 46: Cabeceo del cuadricóptero

Fuente: 'Simulink'

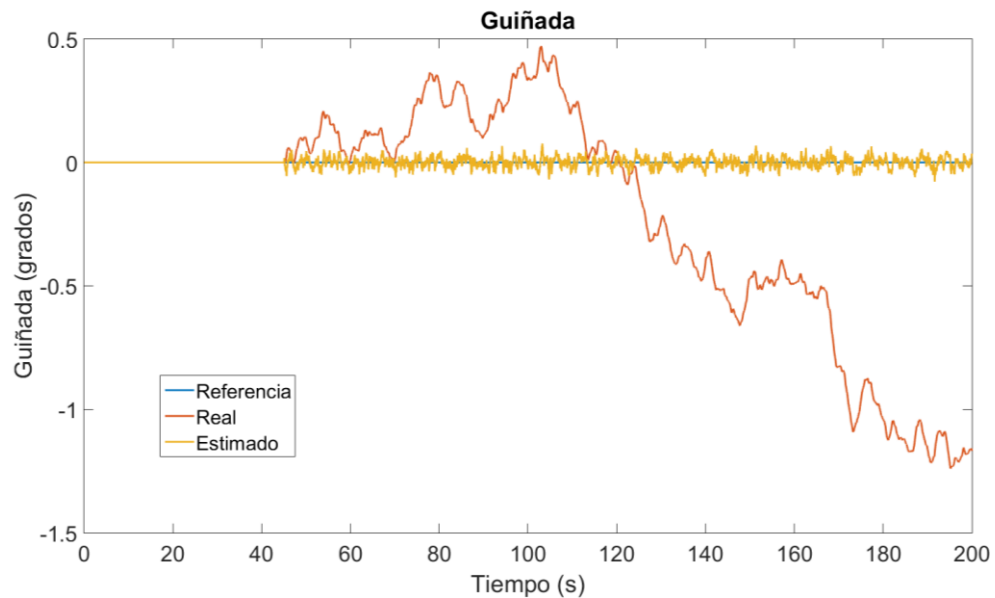


Figura 47: Guiñada del cuadricóptero

Fuente: 'Simulink'

4.1.2 CONTROL MODO AVIÓN

El objetivo del control del modo avión, es doble: por un lado, la estabilización de la actitud de la aeronave (control del ángulo de cabeceo), y por otro lado un control de navegación de la altura de tal forma que el avión sea capaz de mantener una altura de vuelo constante, que puede ser modificable y adaptable para el avión.

Al ser una planta compleja y tener toda la aerodinámica incluida en el diagrama de bloques de Simulink, se optó por hallar funciones de transferencia y representaciones de estado del sistema a partir del modelo previamente dicho (3.2.2).

El modelo del avión es un modelo no lineal, puesto que:



- La dinámica de vuelo depende de la actitud de la aeronave, que son los ángulos de navegación: alabeo, cabeceo y guiñada.
- Las fuerzas y los pares aerodinámicos son términos no lineales: dependen del cuadrado de la velocidad y de la actitud de la aeronave.

Por experiencia previa en plantas no lineales, como el *Segway* del laboratorio de Control, se tomó la idea de linealizar el modelo en un punto de operación, y a partir de ahí, poder diseñar un control que pueda operar en un rango de condiciones amplio, para asegurar la estabilidad y la integridad de la aeronave.

Se puede linealizar un modelo de Simulink de dos maneras:

- Comando '*trim*' de *Matlab* [37]: a partir de las condiciones iniciales de mando, variables de estado del modelo y variables de salida, encuentra el punto de operación más cercano y la salida devuelve las variables de estado, mandos y salidas en el punto de operación.
- Simulación con *Simulink* programada: es posible realizar una simulación del modelo con unas condiciones iniciales definidas (como en '*trim*'), y recoger los datos de la simulación al final de la misma. El tiempo de simulación ha de ser suficiente para que las derivadas de las variables de estado sean muy próximas a cero y que por tanto, los resultados sean válidos. De otra forma, aunque las condiciones iniciales sean muy próximas a las de un punto de operación, los resultados obtenidos son incorrectos.

Para este proyecto se intentó utilizar el comando '*trim*' de *Matlab*. Debido a la dinámica del avión, el comando era incapaz de obtener un punto de operación con las tolerancias numéricas que tiene el comando. Por ello, se utilizó la segunda forma de hallar los puntos de operación.



Los resultados de los puntos de operación se almacenaron en una estructura de datos, conteniendo las funciones de transferencia, la representación en espacio de estado del sistema, el valor de las variables de estado y de los actuadores en el punto de operación y el valor de las derivadas de las variables de estado para comprobar si realmente el punto propuesto es o no un punto de operación del sistema.

Para el diseño del control, se utilizó una estructura de control tipo cascada, de tal forma que existe un lazo interior que controla la actitud de la aeronave (en este caso longitudinal: el ángulo de cabeceo) y un lazo exterior que controla la altura de la aeronave (que sería el control de navegación).

En la Figura 48 se puede ver de forma esquemática la estructura que se pretende utilizar para el control de la aeronave:

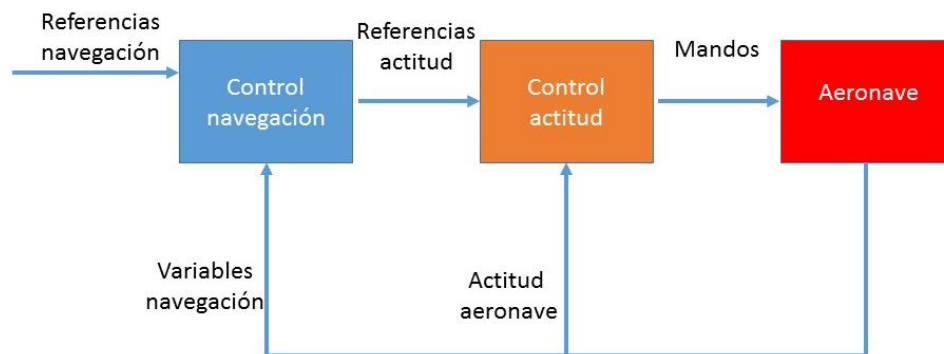


Figura 48: Estructura del control

Así, en primer lugar, se calcularon los puntos de operación del avión con un determinado ángulo del timón de profundidad y se calcularon las funciones de transferencia entre el timón de profundidad y el ángulo de cabeceo (*Theta*).

Se hizo un diagrama de Bode conteniendo todas las funciones de transferencia halladas y el resultado se representa en la Figura 49 :

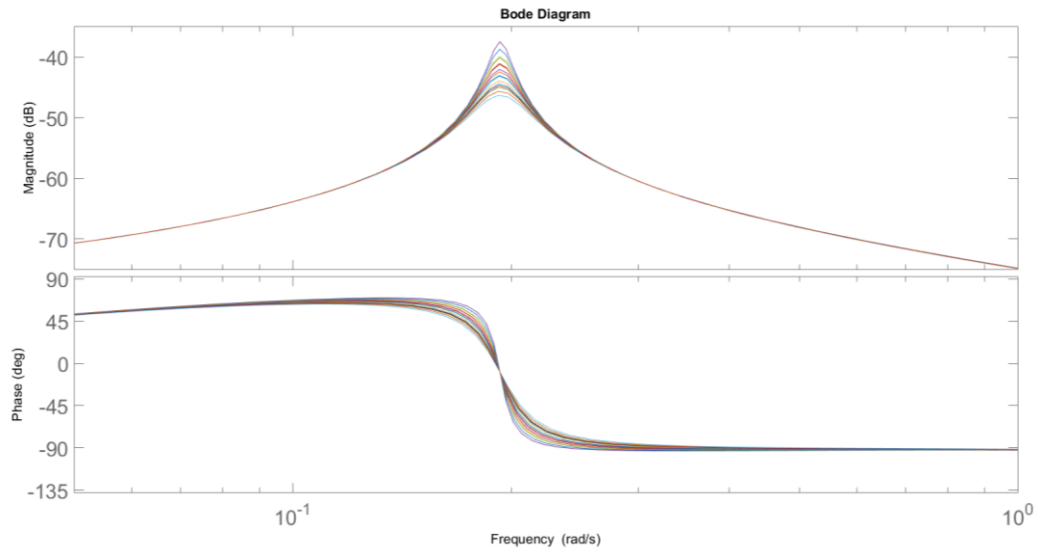


Figura 49 : Diagrama de Bode Cabeceo-Timón de profundidad

Fuente: "Matlab"

Como se puede observar, la diferencia de fases y de ganancias de las distintas funciones de transferencia sugiere que un único control puede funcionar bien en un rango de operación del aparato, pero puede empeorar la respuesta o desestabilizar la aeronave si esta se sale de un determinado régimen.

Por ello, para el lazo interno de control se optó por utilizar un control P *Gain-Scheduling*.

Una vez diseñado el lazo interno de control, se procede a calcular los puntos de operación utilizando como entrada la referencia del ángulo de cabeceo y se analizan las funciones de transferencia cuya salida es la velocidad de ascenso en ejes tierra.

Al igual que en el diseño anterior se dibuja el diagrama de bode que contiene las funciones de transferencia dando como resultado el que se puede ver en la Figura 50.

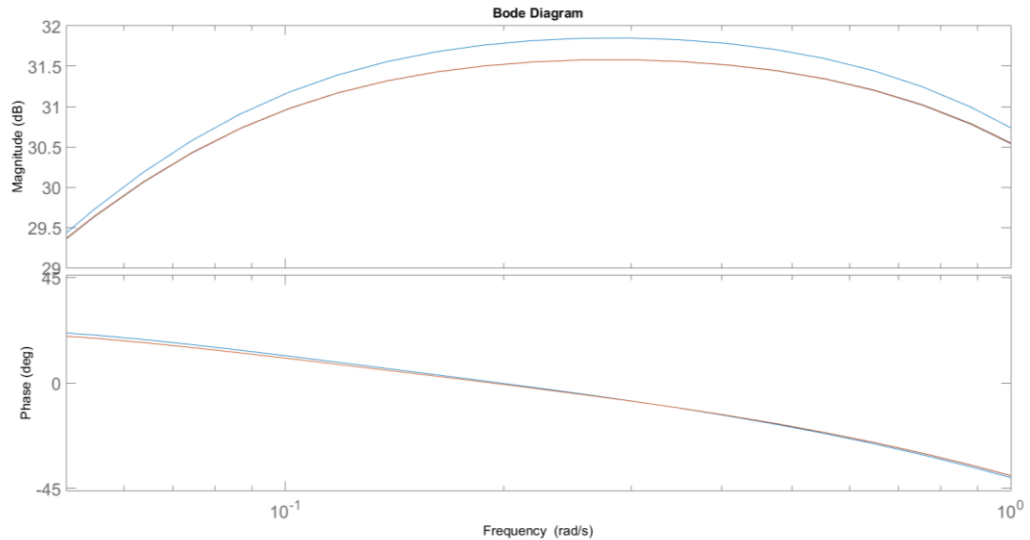


Figura 50: Diagrama de Bode Referencia ángulo-Velocidad ascensional

Fuente: "Matlab"

Como se puede apreciar, todas las funciones de transferencia son prácticamente idénticas, lo cual era esperado, puesto que el primer control está implantado y todas las ganancias están diseñadas con el mismo criterio de margen de fase.

Debido a la necesidad de error nulo al seguimiento de la referencia (altura), el control externo se diseñó con parte integral (PI).

4.2 IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA DE CONTROL

Debido a que los datos que se tomaron de los modos de operación del vehículo corresponden a aeronaves diferentes, se decidió no realizar un algoritmo de transición de modos de vuelo.

Los distintos planteamientos para realizar este algoritmo de transición fueron los siguientes:

- Transición instantánea: cuando el dron ha despegado y ha alcanzado una altura determinada, se rotan los servomotores 90 grados y se pasa al modo avión. El comportamiento esperado de esta transición resultaría en una



pérdida de altura del dron y a medida que gana velocidad, gana sustentación y recupera su altura inicial.

- Transición suave: en lugar de rotar los servomotores instantáneamente, rotarlos de forma lenta, resultando en una variación de la altura menor y un comportamiento más robusto.

Por tanto, la implementación del algoritmo de control se efectuó separadamente para cada modo de vuelo.



Capítulo 5 COMUNICACIONES Y VISUALIZACIÓN

La idea de realizar una simulación PIL (*Processor In the Loop*) es probar el procesador, placa o hardware en un determinado funcionamiento.

Esto es importante para saber si este hardware es capaz de ejecutar el programa, control o tarea con unos requisitos mínimos para proseguir con las fases de implantación de este en un sistema real.

Para este proyecto, se quería realizar una simulación PIL de una aeronave con capacidad VTOL. El hardware a utilizar sería la tarjeta de vuelo *OpenPilot*, cuyo microprocesador es el STM32F4. Así, en la tarjeta se almacenaría y se ejecutarían los diferentes sistemas de control de la aeronave y gracias a la simulación se puede comprobar el funcionamiento de la misma.

Para ello, es necesario poder configurar la comunicación de un ordenador con la placa, y en este proyecto también la comunicación de una emisora con el ordenador y con la placa.

Además, con el objetivo de visualizar los resultados de forma intuitiva, se podrán visualizar los resultados en un simulador de vuelo y en una estación base.

5.1 SOFTWARE TARJETA VUELO

Con el fin de configurar las comunicaciones entre los distintos elementos, es necesario programar:



- En el ordenador, la recogida de las señales de control que envía el microprocesador y el envío de variables medidas, como si los sensores se encontraran en la aeronave.
- En el microprocesador, la recogida de las medidas que se envían desde el ordenador, el algoritmo de control que se va a utilizar, y el envío de los mandos a aplicar. También puede ser necesario configurar la interacción con la emisora de radio frecuencia.

La comunicación del ordenador con el microprocesador se realizará por puerto serie. De acuerdo con esto, es necesario configurar la velocidad de transmisión de los datos, el tiempo de muestreo de las señales, el formato de los datos a enviar, las tramas de cabecera y de terminación.... Todos los parámetros serán ajustados de forma que la comunicación sea lo más fiable y robusta posible, para evitar la saturación de los *buffers* de los dispositivos y que se produzcan retardos que afecten al funcionamiento del control automático.

5.1.1 WAIJUNG BLOCKSET

Para programar el software necesario para las comunicaciones se utilizará la programación en bloques de *Simulink*. Los bloques necesarios, que contienen los ficheros '.h' y '.c' para programar correctamente el microprocesador, están incluidos en el *Waijung Blockset*.

Waijung Blockset [38] es una librería de *Simulink* creada por la empresa *Aimagin*, que es compatible con los procesadores STM32F4, STM32F0 y nRF51422/822.

Permite programar los diferentes protocolos de comunicaciones con los que es compatible, como *SPI*, *I2C*, *CAN*, *UART*... y también permite programar la interacción con otros elementos de *Hardware* que se pueden conectar a la placa.



Con esta herramienta se desarrollaron *drivers* para la tarjeta *OpenPilot*, basada en el procesador STM32F4, y de esta forma poder implementar *Software* de vuelo o de control de vehículos sin utilizar el *Software* oficial de *OpenPilot*.

5.2 VISUALIZACIÓN DESDE ESTACIÓN BASE

Para poder observar los resultados de la simulación de una forma intuitiva y visual, se implantó una interfaz gráfica que conecta la simulación en *Matlab/Simulink* con un simulador de vuelo. Además, se desarrolló un modelo en 3D de la aeronave en la que está basada este proyecto.

5.2.1 FLIGHTGEAR

Flightgear [39] es un simulador de vuelo de licencia libre ('open-source').

Es un proyecto abierto, desarrollado por voluntarios de todo el mundo y está pensado para uso académico e ingeniería.

Una de sus ventajas es la compatibilidad con los diferentes sistemas operativos de PC como Windows, Mac y Linux.

En este proyecto resulta una herramienta fundamental por varias razones:

- Compatibilidad con *Matlab/Simulink*: es posible configurar la dinámica del avión [40] y sus respectivos cálculos (*Flight Dynamics Model FDM*) en un modelo de *Simulink* y utilizar simultáneamente el *Software* del modelo y el *Software* del simulador de vuelo como interfaz gráfica del comportamiento de la aeronave.
- Contenido descargable de licencia libre: debido a que el avión utilizado es un avión comercial, los datos técnicos no están disponibles de modo abierto. En base a la parametrización de las aeronaves del simulador, fue posible



obtener datos como la masa, los momentos de inercia y comprobar la validez de los datos aerodinámicos que se obtuvieron con el *DATCOM*.

- Interfaz gráfica (Figura 51: FlightgearFigura 51): la versatilidad del programa para enviar los datos de la dinámica del avión, en concreto las coordenadas GPS, la altura y los ángulos de Euler, permitieron depurar las ecuaciones mecánicas del avión. Para ello, se realizaron simulaciones con comportamientos predecibles de la aeronave y se comprobó el comportamiento que se había predicho.
- Simulación: el programa permite introducir perturbaciones como turbulencias, viento... que pueden ser muy útiles para mejorar la robustez y la precisión de los controles.

El único inconveniente del simulador de vuelo es la cantidad de recursos informáticos que consume. Con un equipo potente, es posible ejecutar los cálculos y la interfaz al mismo tiempo, con un *framerate* adecuado y sin retardos. Por el contrario, si no se dispone de equipos potentes, se pueden conectar dos equipos en red, de tal forma que uno de los equipos ejecuta Matlab y el modelo de *Simulink*, y envía los resultados de los cálculos por protocolo UDP al otro equipo. Este equipo, ejecutaría el simulador de vuelo, recibiendo los cálculos y mostrando los movimientos de la aeronave.



Figura 51: Flightgear

(Fuente Online : "[flightgear.org](http://www.flightgear.org) ")

5.2.2 CREACIÓN DE MODELO EN 3D

Aunque finalmente la aeronave seleccionada para adquirir los parámetros del avión fue el *Schleicher ASW 20*, en el desarrollo del proyecto se adoptaron aquellas soluciones compatibles con la aeronave pensada en un principio (RVJET). Una de las tareas a realizar sería la creación de un modelo en 3D de esta para poder visualizar su comportamiento en el simulador *Flightgear*.

En este apartado se explicará cómo se desarrolla una aeronave para utilizarla en *Flightgear* y se introducirán algunas herramientas CAD muy útiles para este propósito.

Para poder simular el comportamiento de una aeronave en el simulador de vuelo es necesario:



- Disponer de un modelo tridimensional en formato “.ac” que represente una vista de la nave. Esta puede ser la vista interior (*cockpit*), la vista exterior, o bien disponer de varias vistas. El usuario puede cambiar entre ellas en cualquier momento según sus preferencias.
- Tener un modelo físico que simule el comportamiento del avión (*Flight Dynamics Model FDM*). Este modelo puede ser introducido por *JBSim* o *YASim* para poder utilizar la aeronave con el programa del simulador de vuelo directamente, o bien, como se realizó en este proyecto, utilizar *Matlab/Simulink* para programar la dinámica y utilizar el simulador para visualizar los resultados del modelo de *Simulink*.

Para observar las simulaciones con la interfaz del RVJET se procedió a crear un modelo para el simulador de vuelo, conteniendo la vista exterior de la aeronave y dejando el modelo *FDM* programado en *Simulink*.

Para ello, se tuvo que programar dos scripts en formato ‘.xml’:

- ‘Aircraft-set.xml’: es el script maestro del modelo. Tiene la función de definir el avión y llama al resto de scripts (*FDM*, instrumentación, interfaz...)
- ‘Aircraft.xml’: en este script se llama a los modelos 3D en formato ‘.ac’ que se requiera. Se definen la vista exterior, interior, modelos de la instrumentación, animaciones de las superficies de control...

Para conseguir el formato ‘.ac’ que requiere el software, se buscó un modelo en internet del RVJET. Al no estar disponible, se aprovechó el modelo CAD escaneado por Rodrigo Álvarez que se intentó utilizar previamente para obtener los coeficientes aerodinámicos.



Para que el simulador de vuelo no se bloqueara, se simplificó el modelo CAD con las mismas herramientas utilizadas para las simulaciones fluido dinámicas.

Una vez hecho esto, se procedió a escalar el modelo y convertirlo en formato '.ac' con el software libre *Blender* [41], utilizado para el renderizado de modelos 3D y animaciones para películas y videojuegos.

Después de estas tareas, el resultado que se obtuvo fue el que se puede ver en la Figura 52:



Figura 52: RVJET integrado en Flightgear



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)
INGENIERO INDUSTRIAL

Comunicaciones y Visualización



Capítulo 6 RESULTADOS

En este capítulo se presentan los resultados de las simulaciones realizadas con ambos modos de operación de la aeronave, dividiendo el capítulo entre las simulaciones realizadas sin utilizar la tarjeta de vuelo, y las que sí se utilizó.

6.1 RESULTADOS SIMULACIÓN NO HIL

Para comprobar la respuesta del control, una vez diseñado el lazo interno (*Gain-Scheduling*) y el lazo externo (control de altura) se programó una simulación del modo avión.

Para ello, la simulación comienza con el avión en condiciones iniciales de vuelo cercanas a las del vuelo de crucero (las mismas para calcular los puntos de operación), a 500 m de altura y con los motores al 20% de su potencia máxima. Una vez activado el control y estabilizada la aeronave, se cambia la referencia del control de altura a 400 m, dando la respuesta que se observa en la Figura 53:

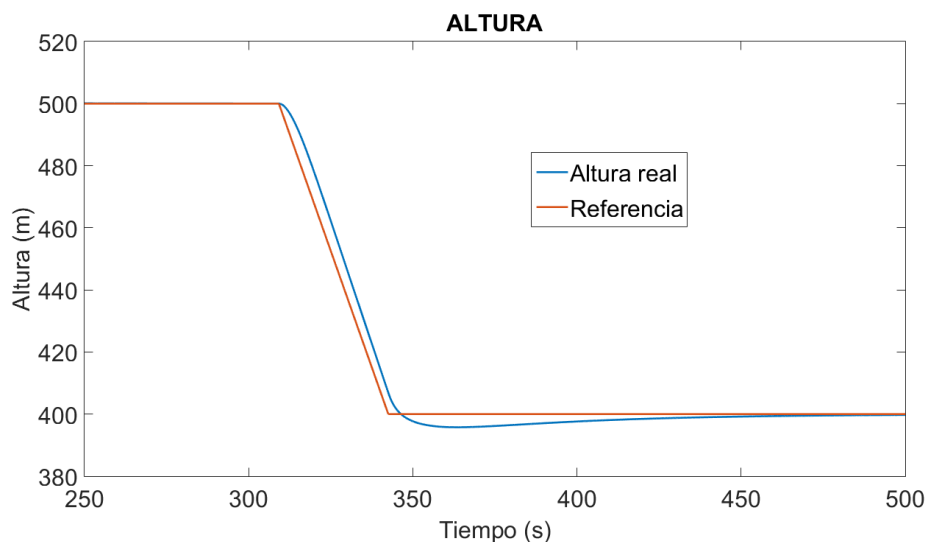


Figura 53: Simulación PC

Fuente: "Matlab"



Como se puede observar en la figura, la aeronave consigue realizar el descenso de 100 metros en menos de un minuto, siendo el sobrepaso de la respuesta menor de 10 m, es decir, menor del 10%.

Por ello, los resultados de la simulación son satisfactorios y se procede a realizar la simulación con la tarjeta de vuelo.

6.2 RESULTADOS SIMULACIÓN HIL

Con el objetivo de verificar si la tarjeta de vuelo tiene potencia de cálculo suficiente para ejecutar el algoritmo de control, se realizó una simulación con el control implantado en la tarjeta, recibiendo la altura y el ángulo de cabeceo del ordenador y enviando a éste el mando del timón de profundidad a aplicar.

Las condiciones de la simulación fueron las mismas que en el apartado anterior, para poder comparar objetivamente los resultados.

El resultado de la simulación se puede observar en la Figura 54:

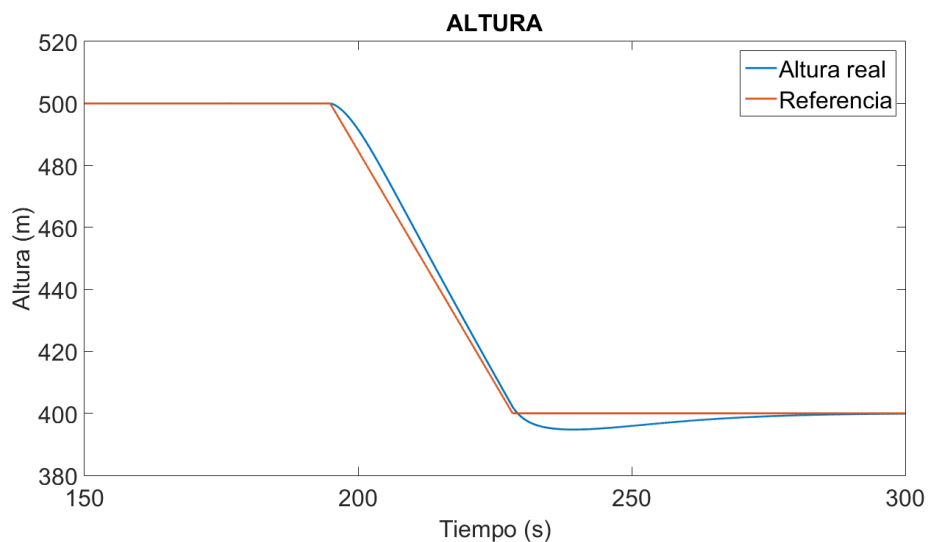


Figura 54: Simulación HIL

Fuente: "Matlab"



En vista de los resultados de ambas simulaciones, se puede concluir que la placa presenta suficiente potencia de cálculo para ejecutar el algoritmo de control sin ningún problema.



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)
INGENIERO INDUSTRIAL

Resultados



Capítulo 7 CONCLUSIONES

7.1 CONCLUSIONES MODELADO

El objetivo del proyecto era desarrollar la siguiente versión del cuadricóptero desarrollado en la Escuela. En principio parecía que la innovación no era excesivamente compleja, puesto que en la actualidad existen aeronaves de despegue vertical que fueron desarrolladas en los años 90 e introducidas en el mercado hace diez años.

Sin embargo, la introducción de las fuerzas y pares aerodinámicos en el modelado supone muchas consideraciones que a priori no se tuvieron en cuenta:

- Escalar la aeronave: la masa, los momentos de inercia y las dimensiones son fácilmente escalables de acuerdo a la proporcionalidad. Sin embargo, el resto de parámetros no se escalan con la misma proporcionalidad, si no que se escalan de acuerdo a números adimensionales de la Mecánica de Fluidos. Estos son el número de Mach y el número de Reynolds. Conociendo las condiciones de vuelo de la aeronave real, se pueden estimar las condiciones de vuelo de la aeronave escalada, como la velocidad de crucero. La falta de información de la aeronave y el tiempo que supondría realizar este escalado, hicieron que se adoptaran los parámetros del avión real (ASW-20) para el desarrollo del modelo.
- Comportamiento de la aeronave: la aeronave seleccionada para el modo avión es un planeador. Este tipo de avión debe ser estable volando sin motor, puesto que los únicos actuadores de los que dispone en el modelo real son los alerones y el timón de profundidad. Fue necesario ajustar el centro de masas de la aeronave para que tuviera un comportamiento estable estática y dinámicamente.



Además, el guiado de la aeronave se complica mucho, puesto que las dinámicas de guiñada y alabeo se acoplan y sería necesario disponer de datos fiables de la aeronave para saber si el comportamiento se asemeja a la realidad. Al no disponer de datos suficientes, se controló la dinámica longitudinal del avión.

- Diseño del timón de profundidad: para que una planta sea controlable, es necesario que los mandos que se puedan aplicar sean suficientes para producir una respuesta que cambie las variables de estado considerablemente. Dimensionar el timón de profundidad es una de las variables clave para el control longitudinal, puesto que es el que produce el cambio del ángulo de cabeceo y participa en las maniobras de ascenso y descenso de la aeronave. Al estar fuera del alcance de los conocimientos que se tenían de aviones en la Escuela, se ponderaron las medidas con soporte de ingenieros aeronáuticos.

7.2 CONCLUSIONES CONTROL

Con respecto a los algoritmos de control que se diseñaron y se simularon, se puede decir:

- Modo cuadricóptero: el algoritmo de control propuesto funciona correctamente con los parámetros del RVJET, demostrando una robustez alta para los sensores que irían instalados en la aeronave real. Además, la simulación dio resultados de seguimiento de las referencias muy precisos, lo cual hace que la estructura de control que se adoptó sea adecuada para aeronaves con tensor de inercia no diagonal.
- Modo avión: el control *Gain-Scheduling* es adecuado para controlar el cabeceo en un rango de operación razonable, estabilizando la aeronave rápidamente con un amortiguamiento suficiente.

Durante las pruebas de control se comprobó que la aeronave podía oscilar en algunos puntos, esto se debía a que el control proporcional tenía error de



seguimiento y adoptaba un ángulo de cabeceo con el que perdía sustentación y velocidad, impidiendo los objetivos del control. Para solucionar esto., se implementaron saturaciones que limitan las referencias en el sistema de control, para impedir que la aeronave cabeceara demasiado.

Por otro lado, en el control externo (altura) es imprescindible que los cambios en la referencia de la altura sean suaves. Esto se consiguió incluyendo un bloque (*Rate Limiter*) que hace cambios lineales en las variables pudiendo modificar su pendiente. Esto incrementa la seguridad de la aeronave y mejora la respuesta del control, disminuyendo el sobrepaso y manteniendo la velocidad del control.

- Transición de modos de vuelo: como se explicó en 4.2, la transición de los modos de no se desarrolló dentro del alcance de este proyecto

7.3 CONCLUSIONES SIMULACIÓN HIL

La simulación del algoritmo del control en el *Hardware*, permitió verificar que la tarjeta de vuelo tenía suficiente potencia para ejecutar el algoritmo de control del avión de forma muy satisfactoria.

El único inconveniente de este tipo de simulación es el inicio de la misma. Existe un tiempo transitorio en el cual se inicia la comunicación entre el ordenador y la placa en el cual el avión tiene un comportamiento oscilante. Sin embargo, una vez transcurrido ese periodo, el desarrollo de la misma fue estable.



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)
INGENIERO INDUSTRIAL

Conclusiones



Capítulo 8 FUTUROS DESARROLLOS

Este proyecto podría ampliarse en relación con cualquiera de las tareas que se han desarrollado en este con el objetivo de hacer simulaciones más reales y que los diseños de la lógica y de los controles resulten más robustos en la aeronave real.

Las ampliaciones pueden establecerse desde diferentes ámbitos: modelado de la aeronave, control de vuelo autónomo y maniobras de despegue y aterrizaje y por último implantación del *Hardware* y el *Software* necesario para la aeronave real.

Las principales mejoras que se podrían incluir serían:

- Coeficientes aerodinámicos totales: obteniendo los coeficientes aerodinámicos de la aeronave con un rango amplio de velocidades y ángulos de ataque. Esto último permitiría además incluir el fenómeno de la pérdida de sustentación de la aeronave.
- Control de vuelo autónomo: en este proyecto, se presenta el control longitudinal de la aeronave, que permite controlar principalmente la altura de vuelo. El siguiente paso, sería el control transversal de la aeronave, controlando el alabeo y la guiñada (acoplados). Para ello, la obtención de los coeficientes aerodinámicos relacionados con esos giros es crucial, y también sería necesario el modelado y/o el diseño de las superficies de control necesarias para controlarlos. Dichas superficies de control serían los alerones y el timón de cola o timón de dirección.

Una vez realizado esto, sería posible controlar el rumbo de la aeronave con un magnetómetro y la posición con GPS.

- Control de maniobras: podría incorporarse un “piloto automático” que consiguiera despegar y aterrizar el avión. De esta forma no sería necesaria ninguna intervención por parte del usuario para volarlo y se aumentaría la utilidad del dron.



- Modelo atmosférico: con el fin de hacer simulaciones en entornos más hostiles, sería de gran utilidad desarrollar un modelo de condiciones climatológicas que incluya:
 - Cambios de la temperatura del aire según la altura a la que se encuentre la aeronave.
 - Viento real configurable para simular el comportamiento del avión con viento constante y racheado.
 - Turbulencias locales.



Capítulo 9 BIBLIOGRAFÍA

- [1] «Newworldencyclopedia Helicopter,» [En línea]. Available: <http://www.newworldencyclopedia.org/entry/Helicopter>.
- [2] K. Nguyen, «Active control of helicopter blade stall,» *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 1996.
- [3] «Introducción a las aeronaves diversas,» Universidad de Sevilla.
- [4] S. E. R. Francisco Gavilán Jiménez, «Introducción General del Entorno Aeroespacial,» de *Aeronaves y Vehículos Espaciales*, Universidad de Sevilla, 2009.
- [5] C. L. Soriano, «Thrust Vectoring,» [En línea]. Available: <http://www.ejercitodelaire.mde.es/ea/pag?idDoc=C79025F9282F2104C12576B2003312B4>. [Último acceso: 7 Junio 2016].
- [6] J. Mathews, «Air & Space Magazine,» 2008. [En línea]. Available: <http://www.airspacemag.com/flight-today/how-things-work-thrust-vectoring-45338677/?no-ist>. [Último acceso: 15 Junio 2016].
- [7] M. J. S. F. S. d. R. Michael Schäfer, «About Multicopters and Other Smart Devices for Environmental Monitoring,» *University of Applied Sciences Ruhr West*, 2013.
- [8] D. I. P. K. P. y. I. P. Š. Ing. Jan Gebauer, «Multicopter Potentialities,» *International Carpathian Control Conference (ICCC)*, 2012.
- [9] G. H. a. M. O. Øyvind Magnussen, «Multicopter UAV Design Optimization,» *University of Agder, Norway*, 2014.



- [10] D. S. L. Saw Kyaw Wai Hin Ko, «Basic Multicopter Control with Inertial Sensors,» de *International Journal of Scientific and Research Publications*, Volume 4, 2014, pp. 229-233.
- [11] S. A. A. K. T. K. T. F. a. M. U. Atsushi Oosedo, «Development of a Quad Rotor Tail-Sitter VTOL UAV without Control Surfaces and Experimental Verification,» *International Conference on Robotics and Automation*, 2013.
- [12] A. M. R. a. K. S. K. R. Krishnakumar, «Enhanced Hover Control of Quad Tilt Frame UAV under Windy Conditions,» *International Journal of Advanced Robotic Systems*, 2015.
- [13] R. R. L. M. a. M. P. Roman Bapst, «Design and Implementation of an Unmanned Tail-sitter,» *International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 2015.
- [14] E. C. M. U. M. F. A. I. K. K. G. Kaan T. Oner, «Dynamic Model and Control of a New Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle with Tilt-Wing Mechanism».
- [15] N. O. D. K. a. M. S. Koji Muraoka, «Transition Flight of Quad Tilt Wing VTOL UAV,» *International Congress of the Aeronautical Sciences*, 2012.
- [16] K. T. O. E. S. E. C. M. U. C. Hancer, «Robust Hovering Control of a Quad Tilt-Wing UAV,» *Sabancı University*.
- [17] W. H. Song Yanguo, «Design of Flight Control System for a Small Unmanned Tilt Rotor Aircraft,» *Science Direct*, p. 255, 2009.
- [18] B.-M. M. a. E.-T. K. Jang-Ho Lee, «Autopilot Design of Tilt-rotor UAV Using Particle Swarm Optimization Method,» *International Conference on Control, Automation and Systems*, 2007.
- [19] plexim, [En línea]. Available: <https://www.plexim.com/plecs/pil>. [Último acceso: 17 Junio 2016].



- [20] «Wikipedia,» [En línea]. Available: <https://en.wikipedia.org/wiki/OpenPilot>. [Último acceso: 30 Mayo 2016].
- [21] Hobbyking, [En línea]. Available: http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/__89563__OpenPilot_CC3D_Revolution_Revo_32bit_F4_Based_Flight_Controller_w_Integrated_433Mhz_OPLink.html. [Último acceso: 14 Marzo 2016].
- [22] A. T. Christos Papachristos, «Modeling and Control Simulation of an Unmanned Tilt Tri-Rotor Aerial Vehicle,» *University of Patras*.
- [23] Mathworks, [En línea]. Available: <http://es.mathworks.com/help/matlab/ref/function.html>. [Último acceso: 2 Febrero 2016].
- [24] C. Cutler, «boldmethod,» [En línea]. Available: <http://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aerodynamics/3-types-of-static-and-dynamic-stability-in-aircraft/>.
- [25] «Aerospace Students,» [En línea]. Available: <http://www.aerostudents.com/files/flightDynamics/theAerodynamicCenter.pdf>. [Último acceso: 25 Mayo 2016].
- [26] Cornell University, «Dynamical Equations for Flight,» de *Dynamics of Flight Vehicles*.
- [27] D. R. R. Francisco Gavilán Jiménez, «Introducción a la Estabilidad Dinámica de Aviones,» de *Mecánica del Vuelo*, Universidad de Sevilla, 2013.
- [28] A. Clark, «Disciples of flight,» [En línea]. Available: <https://disciplesofflight.com/tail-sitter-aircraft-say-what/>. [Último acceso: 20 Enero 2016].



- [29] S. D. E. M. J. Koray Kosar, «Longitudinal dynamics analysis of Boeing 747-400,» *International Conference on Automatic Control, Modeling & Simulation*, 2007.
- [30] M. M. Peet, «Longitudinal Dynamics,» Illinois Institute of Technology.
- [31] I. P. y. Nogueira, «El túnel de viento como herramienta de ensayo aerodinámico en la Fórmula 1,» *Anales de mecánica y electricidad ICAI*, 2006.
- [32] S. May, NASA, [En línea]. Available: <http://www.nasa.gov/audience/forstudents/5-8/features/nasa-knows/what-are-wind-tunnels-58.html>. [Último acceso: 1 Abril 2016].
- [33] M. F. Antony Jameson, «Using Computational Fluid Dynamics for Aerodynamics,» *Stanford University*.
- [34] [En línea]. Available: <http://www.pdas.com/>. [Último acceso: 23 Febrero 2016].
- [35] USAF, «DATCOM user's manual,» 1999.
- [36] H. Voos, «Nonlinear Control of a Quadrotor Micro-UAV using Feedback-Linearization,» *IEEE International Conference on Mechatronics.*, 2009.
- [37] Mathworks, [En línea]. Available: <http://es.mathworks.com/help/simulink/slref/trim.html?requestedDomain=www.mathworks.com>. [Último acceso: 19 Mayo 2016].
- [38] Aimagin, «Aimagin,» [En línea]. Available: wajung.aimagin.com. [Último acceso: 26 Mayo 2016].
- [39] Flightgear, [En línea]. Available: <http://www.flightgear.org/about/>. [Último acceso: 21 Enero 2016].



- [40] Flightgear, [En línea]. Available: <http://wiki.flightgear.org/Es/JSBSim>.
[Último acceso: 2 Junio 2016].
- [41] Blender, [En línea]. Available: <https://www.blender.org/>. [Último acceso:
Julio 1 2016].



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)
INGENIERO INDUSTRIAL

Estudio económico



Parte II ESTUDIO

ECONÓMICO



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)
INGENIERO INDUSTRIAL

Estudio económico



Capítulo 1 ESTUDIO ECONÓMICO

El propósito para el cual se enfoca este proyecto es el desarrollo de una aeronave de bajo coste con capacidad de despegue vertical para el transporte de pequeñas cargas.

Para reducir los costes de implantación, aumentar la fiabilidad y la seguridad del sistema de control, es necesario realizar simulaciones de éste en un modelo matemático fiable.

En el cauce de este proyecto, se desarrolló un modelo matemático de la aeronave para poder realizar las simulaciones previamente comentadas y se crearon los *drivers* y la configuración para poder implantar el algoritmo de control en la tarjeta de vuelo y realizar simulaciones *HIL*.

El interés de la simulación *HIL* es doble: por un lado, poder comprobar la potencia y la respuesta de la gestión del algoritmo en la placa seleccionada y, por otro lado, verificar la gestión de los diferentes dispositivos que irían implantados en el aparato real. Esto supone un ahorro económico importante, puesto que la optimización del control se realiza en mayor medida a través de un ordenador, sin necesidad de instalaciones de pruebas de vuelo y costes de piezas de la aeronave adicionales.

Por lo antes expuesto, este proyecto reduce costes, incertidumbre y riesgos, y aumenta la fiabilidad y la calidad final de los algoritmos que se persiguen.



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)
INGENIERO INDUSTRIAL

Estudio económico



Parte III PRESUPUESTO



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)
INGENIERO INDUSTRIAL

Presupuesto



Capítulo 1 MEDICIONES

En este capítulo se desarrolla el conjunto de todos los conceptos necesarios para la ejecución del proyecto, que implican una aportación económica, así como la cantidad de la que se ha requerido y agrupando por separado todas aquellas unidades que sean objeto de igual precio.

<i>MEDIDAS MATERIAL</i>			
MATERIAL	CANTIDAD	HORAS DE PROYECTO	HORAS DE USO AL AÑO
Ordenador	1	420	1000
Osciloscopio	1	5	60
STM32F4 Discovery	1	30	30
aMG USB Converter N	1	15	15

Tabla 3: Relación de equipos y herramientas



<i>MEDIDAS SOFTWARE</i>		
PROGRAMA	HORAS DE PROYECTO	HORAS DE USO AL AÑO
Matlab R2015a	400	800
DATCOM	5	5
Flightgear	5	10
SolidEdge ST8	5	10
SolidWorks 2014	5	10
Ansys	1	1
Blender	1	1
Microsoft Office	150	600

Tabla 4: Relación de herramientas de Software

<i>MANO DE OBRA DIRECTA</i>	
TAREA	HORAS
Búsqueda de información	50
Análisis y diseño modelo	80
Programación	80
Pruebas e integración	180
Documentación	60

Tabla 5: Relación de horas de mano de obra directa



Capítulo 2 PRECIO UNITARIO

En este capítulo se listan los precios unitarios del material, así como del precio por hora para cada tipo de tarea realizada, necesario para la realización del proyecto.

<i>MEDIDAS MATERIAL</i>	
MATERIAL	PRECIO (€/unidad)
Ordenador	500,00
Osciloscopio	400,00
STM32F4 Discovery	50,75
aMG USB Converter N	13,54

Tabla 6: Precio unitario de equipos y herramientas

<i>MEDIDAS SOFTWARE</i>	
PROGRAMA	PRECIO (€/licencia)
Matlab R2015a	9000,00
DATCOM	Libre
Flightgear	Libre
SolidEdge ST8	8000,00
SolidWorks 2014	6500,00
Ansys	6500,00
Blender	Libre
Microsoft Office	379,00

Tabla 7: Coste unitario del Software



MANO DE OBRA DIRECTA

TAREA	PRECIO (€/hora)
Búsqueda de información	20,00
Análisis y diseño modelo	60,00
Programación	50,00
Pruebas e integración	50,00
Documentación	40,00

Tabla 8: Coste unitario de las horas de la mano de obra



Capítulo 3 PRESUPUESTOS PARCIALES

Las mediciones multiplicadas por el precio unitario de cada uno de los elementos darán los presupuestos parciales.

<i>PARCIAL MATERIAL</i>					
MATERIAL	PRECIO (€)	HORAS DE PROYECTO	HORAS DE USO AL AÑO	AMORTIZACIÓN ANUAL	COSTE TOTAL (€)
Ordenador	500,00	420	100	15%	31,50
Osciloscopio	400,00	5	5	15%	5,00
STM32F4 Discovery	50,75	30	30	15%	7,62
aMG USB Converter N	13,54	15	15	15%	2,03
TOTAL					46,15

Tabla 9: Coste total de equipos y herramientas



<i>PARCIAL SOFTWARE</i>					
PROGRAMA	PRECIO (€)	HORAS DE PROYECTO	HORAS DE USO AL AÑO	AMORTIZACIÓN ANUAL	COSTE TOTAL (€)
Matlab R2015a	9000,00	400	800	15%	675,00
DATCOM	Libre	5	5	-	0,00
Flightgear	Libre	5	10	-	0,00
SolidEdge ST8	8000	5	10	15%	600,00
SolidWorks 2014	6500	5	10	15%	487,500
Ansys	6500	1	1	15%	975,00
Blender	Libre	1	1	-	0
Microsoft Office	379	150	600	15%	14,22
TOTAL					2751,72

Tabla 10: Coste total del Software



<i>MANO DE OBRA DIRECTA</i>			
TAREA	PRECIO (€/hora)	HORAS	COSTE TOTAL
Búsqueda de información	20,00	50	1000,00
Análisis y diseño modelo	60,00	80	4800,00
Programación	50,00	80	4000,00
Pruebas e integración	50,00	180	9000,00
Documentación	40,00	60	2400,00
TOTAL			21200,00

Tabla 11: Coste total de mano de obra directa



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)
INGENIERO INDUSTRIAL

Presupuesto



Capítulo 4 PRESUPUESTO GENERAL

El presupuesto general del proyecto es la suma de todas las sumas parciales obtenidas en el capítulo anterior, incluyéndose un apartado extra de gastos generales (luz, mantenimientos, material de oficina, etc.)

<i>PRESUPUESTO GENERAL</i>	
APARTADO	SUMA PARCIAL (€)
Materiales	46,15
Software	2751,72
Mano de obra	21200,00
Suma	23997,87
Gastos generales (5%)	1199,90
TOTAL	25197,77

Tabla 12: Presupuesto general